

**ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ**  
**«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ**  
**імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**  
**Факультет інформатики та обчислювальної техніки**  
**Кафедра автоматики та управління в технічних системах**

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр РОЛІК

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

**Дипломний проєкт**  
на здобуття ступеня бакалавра  
за освітньо-професійною програмою «Комп'ютеризовані системи управління»  
спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»  
на тему: «Система керування навігацією параплана»

Виконав:

студент IV курсу, групи ІА-62

Душабаєв Рустам Толкинбайович

\_\_\_\_\_

Керівник:

Доцент кафедри АУТС, к.т.н., доцент

Репнікова Наталія Борисівна

\_\_\_\_\_

Рецензент:

Доцент кафедри АСОіУ, к.т.н., доцент

Жданова Олена Григорівна

\_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цьому дипломному  
проєкті немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних  
посилань.

Студент \_\_\_\_\_

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Факультет інформатики та обчислювальної техніки**  
**Кафедра автоматики та управління в технічних системах**

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

Освітньо-професійна програма «Комп'ютеризовані системи управління»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр РОЛІК

«\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

**ЗАВДАННЯ**

**на дипломний проєкт студенту**

**Душабаєву Рустаму Толкинбайовичу**

1. Тема проєкту «Система керування навігацією парашюта», керівник проєкту Репнікова Наталія Борисівна к.т.н, доцент, затверджені наказом по університету від «07» травня 2020р. №1081-с
2. Термін подання студентом проєкту 09.06.2020
3. Вихідні дані до проєкту: розмах крила парашюта 4.5м, довжина хорди крила 1.6м, площа поверхні крила 7.2м. Система керування забезпечує: нульова похибка, нульове перерегулювання, час перехідного процесу до 2с
4. Зміст пояснювальної записки Огляд існуючих рішень, розроблення схеми електричної структурної, розроблення схеми електричної функціональної, розробка моделі цифрової системи керування навігації. Аналіз якості отриманої системи, синтез регуляторів. Реалізація обраного регулятора.
5. Перелік графічного матеріалу схема електрична структурна, схема електрична функціональна, часові характеристики регуляторів, стала похибка
6. Дата видачі завдання 30.04.2020

### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєкту	Примітка
1	Огляд існуючих рішень	07.05.2020	
2	Розробка структурної та функціональної схеми системи наведення ракети	13.05.2020	
4	Розроблення математичної моделі	18.05.2020	
5	Аналіз стійкості та якості системи	22.05.2020	
6	Розробка регуляторів	27.05.2020	
7	Оформлення текстової документації	01.06.2020	
8	Подання готового проєкту	09.06.2020	

Студент

Рустам ДУШАБАЄВ

Керівник

Наталія РЕПНІКОВА

## АНОТАЦІЯ

Душабаєв Р. Т. Система керування навігацією парашана.  
КПІ ім. Ігоря Сікорського, Київ, 2020.

Проект містить 63 с. тексту, 40 рисунків, 2 таблиці, 15 літературних джерел та 4 графічні матеріали.

Ключові слова: система навігації, парашан, стропи, доставка вантажу.

Об'єктом дослідження є парашан.

Предметом дослідження є система керування навігацією парашана.

Дипломний проект присвячено дослідженню та проектуванню системи, що забезпечує підвищення ефективності процедури доставки вантажу з парашана. В проекті розроблені структурна та функціональна схеми системи. Розроблено цифрову модель системи керування навігацією парашана. Досліджено стійкість та якість розробленої системи. Виконано синтез цифрового регулятора, який забезпечує точність польоту парашана у задану точку. Виконано реалізацію регулятора методом безпосередньої декомпозиції.

## SUMMARY

Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute, Kyiv, 2020.

The project contains 63 p. of text, 40 images, 2 tables, 15 references and 4 drawings.

Keywords: guidance system, parafoil, raiser, payload delivery

The object of development is the parafoil.

The purpose of the project is to increase the effectiveness of a parafoil delivery system through the development of the autonomous guidance and control system

The bachelor project is devoted to the design and development of an autonomous guidance and control system. The system working principle is based on the analysis of data obtained from global positioning system. The work is devoted to the development of functional and structural schemes of the system. A digital model of paragliding navigation control system has been developed. The stability and quality of the developed system are investigated. The synthesis of a digital controller is performed, which ensures the accuracy of the paraglider's flight to a given point. The implementation of the regulator by the method of direct decomposition is performed.

**Пояснювальна записка  
до дипломного проєкту  
на тему: «Система керування навігацією  
параплана»**

Київ – 2020 року

## ЗМІСТ

ВСТУП .....	4
1 АНАЛІЗ ПРЕДМЕТНОЇ ОБЛАСТІ ТА ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ ..	6
1.1 Загальні відомості.....	6
1.2 Огляд існуючих рішень.....	6
1.2.1 Smart Parafoil Autonomous Delivery System.....	7
1.2.2 Affordable Guided Airdrop System.....	8
1.2.3 Sherpa Parafoil Based Aerial Delivery System .....	9
1.2.4 Screamer Solution Joint Precision Air Drop System.....	10
1.3 Порівняльний аналіз.....	11
2 ОПИС ЦИФРОВОЇ СИСТЕМИ ПАРАПЛАНА.....	12
2.1 Опис структурної схеми системи навігації парашюта .....	12
2.2 Опис функціональної схеми системи навігації парашюта.....	14
3 РОЗРОБЛЕННЯ МОДЕЛІ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ НАВІГАЦІЄЮ ПАРАПЛАНА.....	16
3.1 Виведення математичної моделі об'єкту керування .....	16
3.2 Виведення цифрової передавальної функції системи .....	23
4 АНАЛІЗ ЦИФРОВОЇ СИСТЕМИ .....	32
4.1 Стійкість цифрової системи .....	32
4.2 Частотні характеристики цифрової системи .....	35
4.3 Якість цифрової системи .....	38
5 СИНТЕЗ ЦИФРОВОГО РЕГУЛЯТОРА.....	42
5.1 Синтез цифрового ПД регулятора .....	42
5.2 Синтез цифрового регулятора методом вибору бажаних передавальних функцій.....	47
6 ПРОГРАМНА РЕАЛІЗАЦІЯ РЕГУЛЯТОРА.....	52

					ІА62.070БАК.002 ПЗ			
Ізм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	Система керування навігацією парашюта Пояснювальна записка	Лит.	Лист	Листів
Разраб.	Душабаєв						2	63
Перевір	Репнікова							
Н. контр.						КПІ ім. Ігоря Сікорського група ІА-62		
Утв.								

6.1 Метод безпосередньої декомпозиції .....	52
6.2 Програмна реалізація регулятора .....	56
ВИСНОВКИ .....	61
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	62

					ІА62.070БАК.002 ПЗ	Лист
						3
Зм.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		



## ВСТУП

На сьогоднішній день доставка вантажів за допомогою залізничного, автомобільного, водного та авіасполучення виконується постійно і на регулярній основі. Імпорт та експорт товарів відіграють важливу роль для економічного розвитку більшості країн світу. Внутрішні сполучення для вантажоперевезень є необхідними подальшого розповсюдження привезених товарів та, навпаки, перевезення товарів до великих транспортних вузлів з ціллю подальшого експорту.

Тим не менш існують важко доступні, віддалені місця або ж місця проведення бойових дій, Для таких місць не підходить звичайне дорожнє- або авіасполучення. Однією із проблем про доставці у такі місця є надійність та безпека доставки. З огляду на наявні вимоги, найбільш зручним та широко використаним виявилось десантування вантажу з літака. Недоліком такого підходу є його низька точність. Враховуючи складність передбачення потоків повітря, можливість корегування траєкторії польоту вантажа у повітрі є найбільш оптимальним варіантом усунення недоліку. Нерідко управлінням польоту вантажа займається оператор на землі за допомогою засобів радіозв'язку. Такий підхід повністю вирішує задачу точної доставки, але водночас потребує наявності додаткових ресурсів на землі. До таких ресурсів належать спеціальне обладнання та оператор із необхідними навичками пілотування.

Метою дипломного проекту є підвищення ефективності процедури доставки вантажу з парашутизму.

Для досягнення поставленої мети було вирішено наступні задачі:

- розробка структурної та функціональної схеми системи керування навігацією парашутиста;
- розробка цифрової моделі об'єкта керування;
- аналіз на стійкість та якість цифрової системи;
- синтез цифрового ПД-регулятора;

					ІА62.070БАК.002 ПЗ	Лист
						4
Зм.	Лист	№ док-м.	Підпис	Дата		

- синтез цифрового регулятора за бажаною функцією
- аналіз синтезованих цифрових регуляторів
- програмування системи навігації парапланом.
- об'єктом дослідження є параплан.
- предметом дослідження є система керування навігацією параплана. У

дипломному проєкті були використані наступні методи:

- метод Z-перетворення;
- дослідження якості системи шляхом аналізу амплітудно-фазових та логарифмічно амплітудно-фазових частотних характеристик
- дослідження стійкості за критерієм Гурвіца
- синтез цифрового ПД-регулятора методом компенсації полюсів
- синтез цифрового регулятора методом вибору бажаної функції.
- метод безпосередньої декомпозиції

					IA62.070BAK.002 ПЗ	Лист
						5
Зм.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

# 1 АНАЛІЗ ПРЕДМЕТНОЇ ОБЛАСТІ ТА ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ

## 1.1 Загальні відомості

Доставка вантажів методом десантування з літака для пересічного громадянина не є чимось буденним. Тим не менш цей метод зовсім не новий. В деяких випадках такий метод являється єдиним можливим. Найбільш широко використовуються воєнними для доставки вантажу на поле бою, або в тил. Такі доставки нерідко пов'язані з цілою низкою труднощів. Розглянемо деякі найбільш поширені з них.

По-перше, у зоні доставки може бути небезпечно і життя пілота літака з якого виконується скидання може опинитись під загрозою. Для вирішення цієї проблеми пілоту необхідно мати достатньо високий ешелон, щоб уникнути ураження від ворожої наземної техніки.

По-друге, боковий вітер у значній мірі впливає на точність доставки. Чим більша висота скидання, тим на більшу відстань вітер може віднести вантаж від цільового місця приземлення. Віднесений вітром вантаж доводиться шукати. Місцевий ландшафт може значно ускладнити, або навіть унеможливити пошуки.

На сьогоднішній день була розроблена ціла низка рішень націлених на ці та ще ряд інших проблем.

## 1.2 Огляд існуючих рішень

За останні роки в даній галузі активно проводились різні дослідження та випробування. Дослідження включають в себе пошук найбільш оптимальних параметрів парашюта та способів навігації. Так на даний момент можна виділити декілька найбільш широко застосовуваних систем автоматичної доставки вантажів, а саме:

- Smart Parafoil Autonomous Delivery System (SPADES)
- Affordable Guided Airdrop System (AGAS)

					IA62.070BAK.002 ПЗ	Лист
						6
Зм.	Лист	№ док-м.	Підпис	Дата		

- Sherpa Parafoil Based Aerial Delivery System
- Screamer Solution Joint Precision Air Drop System

### 1.2.1 Smart Parafoil Autonomous Delivery System

Розробка даної система, розпочалася близько 2000 року голландськими вченими. Наразі вона складається з двох компонентів: повітряного та наземного [1].

Перший складається з параплану, системи управління польотом та вантажу. Система управління польотом включає в себе центральний комп'ютер, управління рульовим керуванням та GPS-приймачі.

Другий призначений для використання на етапі підготовки вантажу до місії: завантаження програмного забезпечення та плану місії, ручне налаштування (якщо потрібно) та перевірку стану системи.

Система передбачає використання парашутів з двома шарами тканини, з'єднаних між собою у місцях складок, утворюючи «комірки». Ці «комірки» заповнюються повітрям високого тиску з отворів, які виходять на передній край крила. Під тиском тканина розправляється та утримує форму крила. Площа поверхні крила становить 35 м<sup>2</sup>.

Керування відбувається за рахунок натягу та ослаблення відповідних строп.

Основні характеристики системи:

- вантаж з такою системою можна скидати з висоти понад 9км
- при безвітряній погоді, вантаж може бути скинутий за 20км від цілі
- вантаж приземляється у радіусі 100 метрів від точки призначення
- м'яка посадка забезпечується маневром із заходом проти напрямку вітру
- система може бути використана в будь-яку погоду
- система сумісна с великим колом парапланів [2]

М'яка посадка досягається за рахунок бортового комп'ютера, який обраховує напрямлення вітру виходячи з датчиків і приземляються проти напрямку вітру.

					IA62.070BAK.002 ПЗ	Лист
						7
Зм.	Лист	№ докum.	Підпис	Дата		

Даний маневр розпочинається безпосередньо перед посадкою. Така тактика обмежує величину перевантаження. Звісно кінцева величина залежить від типу поверхні приземлення та конкретного вітру біля землі.

Погодні умови при яких можна використовувати систему значно менш обмежені ніж для систем з двигуном. Особливо під час сильних вітрів біля землі. Проблема з сильним вітром для систем з двигуном у тому, що під час посадки проти вітру, швидкість системи повинна бути більшою за швидкість зустрічного вітру. Тільки у такому випадку дані системи готові до приземлення.

Система сумісна з парашанами які призначені для вантажів масою від 500кг до 1000кг. Так як дані характеристики є частиною вхідних параметрів для програми управління, то ці значення системи можна легко змінювати [3].

### 1.2.2 Affordable Guided Airdrop System

Дешеве рішення запропонували дослідники та розробники із повітряних сил США. У ній використовуються два приводних механізми. Такий привід зображений на рисунку 1.1

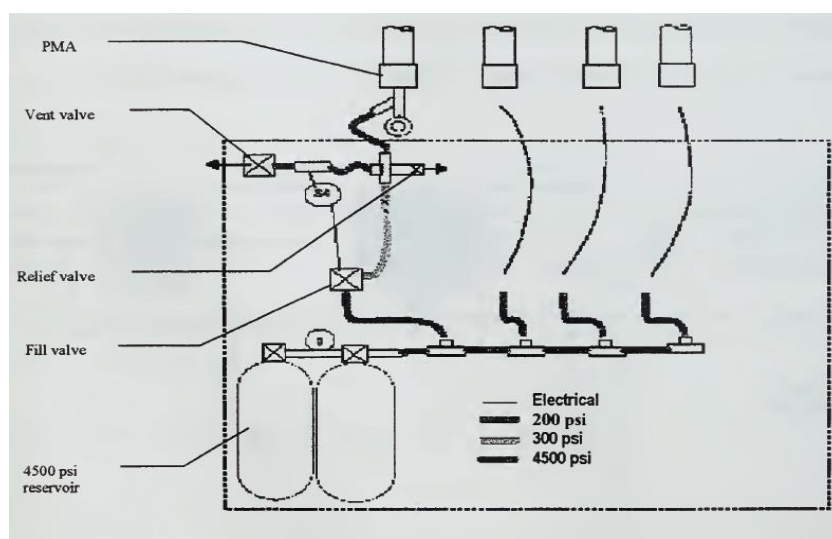


Рисунок 1.1 — Пневматичний привід [5]

Газ для наповнення приводів надходить із резервуарів потужністю 4500 фунтів на квадратний дюйм. Кожен з приводів потім підключається до цього

самого резервуару азотного газу через деякі трубки. Клапан відкривається, щоб газ міг заповнювати приводи, коли надходить відповідна команда керування. Коли тиск всередині досягає певного значення, перемикач тиску сигналізує заповнити клапан [5].

Ці приводні механізми розташовуються в одну лінію між парашутом і контейнером з вантажем і які задіюють протилежні вільні кінці парашута для управління системою (тобто ковзанням парашутної системи) [4]

Системі потрібен точний профіль вітрів, з яким вона зустрінеться над районом скидання. Перед скиданням ці профілі завантажуються в бортовий польотний комп'ютер AGU у вигляді планованої траєкторії, по якій система «слідує» під час спуску. Система AGAS здатна коригувати своє місце розташування за рахунок строп на всьому шляху до точки зустрічі з землею.

Дану систему можна використовувати для скидання вантажів вагою до 1 т з висоти понад 4.5 км, що значно знижує ризик пошкодження літака ворожою технікою з землі.

Можливість швидко вилучати життєво важливі компоненти системи та не допускати їх потрапляння до рук ворога дозволяє підтримувати оперативну безпеку. AGAS розроблений таким чином, щоб бути точним, міцним та підвищувати живучість системи. Зі збільшенням попиту на поставку припасів з безпекою та точністю військові роблять більше уваги на підвищені точності.

### 1.2.3 Sherpa Parafoil Based Aerial Delivery System

Її створила канадська компанія Mist Mobility Integrated Systems Technology, Inc. (MMIST). Даний комплекс також складається з двох частин: наземної та повітряної [6].

Повітряна частина складається з двох парашутів, бортового комп'ютера, набору допоміжних датчиків, таких як GPS та контролерів строп. Система використовує прямокутний парашут площею 83 м<sup>2</sup>, який можна керувати, як

					IA62.070BAK.002 ПЗ	Лист
						9
Зм.	Лист	№ док-м.	Підпис	Дата		

класичний круглий парашут. Також є невеликий допоміжний парашут, задача якого стабілізувати вантажний піддон після скидання. Помітною особливістю даної системи є можливість доставляти важкі грзи. Максимально допустима вага вантажу сягає 1 т. Максимальна висота скидання становить 7.5 км при максимальній відстані до точки приземлення 14 км. Діапазон робочих температур від -30 до +55°C [13].

У повітрі бортовий комп'ютер постійно оновлює дані свого місцезнаходження за допомогою GPS та управляє парапланом натягуючи або ослабляючи стропи, які відповідають за кут нахилу крила.

Наземна частина включає в себе підготовку системи до польоту. Завантаження даних про вантаж, зону скидання передбачувану швидкість відру в залежності від висоти. Однією з відмінностей даної системи від аналогічної системи SPADES є відсутність необхідності завантажувати план польоту. Система автоматично прокладе маршрут до заданої точки на мапі.

Керування може проходити як в повністю автоматичному режимі, або керуватись з борту літака, або ж керуватись з землі. Бортовий комп'ютер також дозволяє у ручному режимі змінити точку посадки під час польоту.

Додатково, дана система може бути запрограмована для обходу заздалегідь відомих перешкод або ворожих позицій.

#### 1.2.4 Screamer Solution Joint Precision Air Drop System

Дана концепція була представлена компанією "Strong Enterprises" на початку 1999 року. Компанія RoboTek Engineering, Inc. надає програмне забезпечення для бортового комп'ютера та авіоніку. Screamer - це гібридна система, призначена для скидання з високої висоти та з низькою висотою відкриття парашутів, яка автономно здійснює політ на параплані з площею поверхні 60м<sup>2</sup> до запрограмованої цільової точки. Після спуску по круговій траєкторії над ціллю

					IA62.070BAK.002 ПЗ	Лист
						10
Зм.	Лист	№ докum.	Підпис	Дата		

до певної висоти, два вантажних парашути G-11 розкриваються для зупинки. Вони уповільнюють швидкість спуску до 6-8 метрів на секунду [7].

Ця система є неконтрольованою останні кілька десятків метрів. Screamer використовувався для систем з вантажем від 200кг до 4.5т без модифікацій, окрім змін в програмному забезпеченні. Точність посадки системи з вантажем 4.5т в середньому 100 метрів. Постійне оновлення датчиків швидкості вітру під час польоту використовуються для визначення найбільш підходящого часу для відкриття парашутів. Частіше за все посадки відбуваються в межах 50 метрів. Компоненти Screamer також є модульними та переносними. [15]

Парашут, який розгортається відразу після виходу з літака, застосовує класичні розміри парашути в пропорції 2:1 із довжиною хорди крила 5 метрів та розмахом крила 10 метрів. Парашути, які використовуються для приземлення, встановлюють швидкість приблизно в 7 метрів в секунду. Розкриваються приблизно на висоті у 300 метрів над рівнем землі.

### 1.3 Порівняльний аналіз

На сьогоднішній існує широкий спектр рішень для систем керування навігацією парашути, але лише не велика частина з них була випробувана на практиці та ще менша кількість використовується.

Більшість існуючих рішень дають лише компромісні варіанти. Потрібно обрати або більшу висоту скидання та знехтувати точністю, або ж навпаки. Однак голландські вчені змогли розробити систему, яка б задовольняла обидві умови.

Таким чином, дипломному проєкту було обрано систему SPADES, так як дана система є керованою протягом усього польоту та не потребує додаткових парашутів.



## 2 ОПИС ЦИФРОВОЇ СИСТЕМИ ПАРАПЛАНА

Доставка вантажу методом десантування з парашаном доволі часто є некерованим процесом. Вантаж скидається з літака поряд з місцем приземлення, але дуже часто вітер зносить вантаж на великі відстані. Система керування навігацією парашана дозволила б значно зменшити відстань від зазначеного місця приземлення.

Система керування навігацією парашана – електронно-технічна система, призначена для визначення поточного місця розташування, а також параметрів руху.

### 2.1 Опис структурної схеми системи навігації парашана

Структурна схема призначена для високорівненого аналізу системи. В ній містяться основні елементи системи, а також відображені зв'язки між ними. Це дозволяє зрозуміти навіщо потрібна дана система, її основні режими роботи, яку задачу вирішує система, а також дає представлення, у першому наближенні, у який спосіб вона це робить.

Опираючись на мету дипломного проекту, та з огляду на аналіз існуючих рішень, була розроблена структурна схема системи навігації, що зображена на кресленіку ІА62.070БАК.001 Э1

На зазначеній структурній схемі наявні наступні елементи:

- бортовий комп'ютер
- парашан
- система введення парашан у дію
- блок налаштування місця приземлення
- система визначення місценаходження (локалізації)
- аерометричні датчики

					ІА62.070БАК.002 ПЗ	Лист
						12
Зм.	Лист	№ докum.	Підпис	Дата		

- виконавчі пристрої системи управління стропами
- блок узгодження 1
- блок узгодження 2

Бортовий комп'ютер містить у собі програму керування. Програма керування записується туди під час підготовки до зльоту. Параплан керується згідно неї впродовж усього польоту. Дана програма враховує такі характеристики системи як маса вантажу, розмах крила параплана, довжину хорди крила. Бортовий комп'ютер постійно оновлює дані про місцезнаходження. Таким чином він постійно перераховує траєкторію польоту.

Параплан – в даному випадку розглядається як об'єкт керування. Об'єктом керування називається умовно відокремлена частина системи, на яку впливає система керування для досягнення необхідного результату.

Система введення параплан у дію призначена для розкриття параплана та запуску програми управління. Такий відкладений запуск програми керування необхідний задля того щоб система не намагалася скерувати параплан знаходячись на борту літака.

Блок налаштування місця приземлення – призначений для вводу координат точного місця посадки, яка завчасно вноситься до бортового комп'ютера.

Система визначення місця знаходження – необхідна для того, щоб у програми керування завжди були точні та своєчасні дані про поточне розташування об'єкта керування відносно місця приземлення. Це необхідно для обрахунку траєкторії польоту параплана.

Аерометричні датчики – датчики, що вимірюють поточні параметри польоту параплана. Дані з цих датчиків використовуються в програми керування.

Виконавчі пристрої системи управління стропами – сервоприводи, що змінюють натяг строп.

Блок узгодження 1 – призначений для зняття показників з датчиків та передавання їх у бортовий комп'ютер. Також передає сигнал із системи введення параплана у дію В основі лежить аналогово-цифровий перетворювач.

Блок узгодження 2 – призначений для передачі керуючого сигналу з бортового комп'ютера до виконавчих пристроїв. В основі лежить цифро-аналоговий перетворювач.

## 2.2 Опис функціональної схеми системи навігації параслана

Функціональна схема – схема, що роз'яснює певні процеси, що відбуваються у певних функціональних частинах системи.

Розроблена функціональна схема зображена на кресленику ІА62.070БАК.002 Э2

Схема будується на основі структурної. Кожен блок структурної схеми розглядається як функціональний елемент системи. Як наслідок, маємо набір із функціональних елементів які і складають загальну функціональну схему об'єкту.

В рамках дипломного проекту була розроблена функціональна схема системи навігації параслана. Дана схема зображує взаємодію безпосередньо самого параслана з усіма частинами системи навігації.

У бортовому комп'ютері знаходиться програма керуванням параслану. Під час підготовки до зльоту в нього завантажується уся необхідна інформація для успішної доставки вантажу. Дана інформація включає місце приземлення, вага вантажу та характеристики самого параслана. У якості вхідних параметрів програма керування використовує систему датчиків, систему навігації та систему визначення місця приземлення. Вихід подається на задавачі напрямку руху.

До аерометричних входять основні датчики для вимірювання швидкості руху параслана, його поточної висоти та кута нахилу, тобто датчики основних параметрів системи.

Задавачами напрямку руху в даному випадку є сервоприводи. Вони керують натягом строп безпосередньо параслана. Ці стропи напряму впливають на крен параслана. Схематично керування стропами було представлено на рисунку 2.2.

					ІА62.070БАК.002 ПЗ	Лист
						14
Зм.	Лист	№ док-м.	Підпис	Дата		

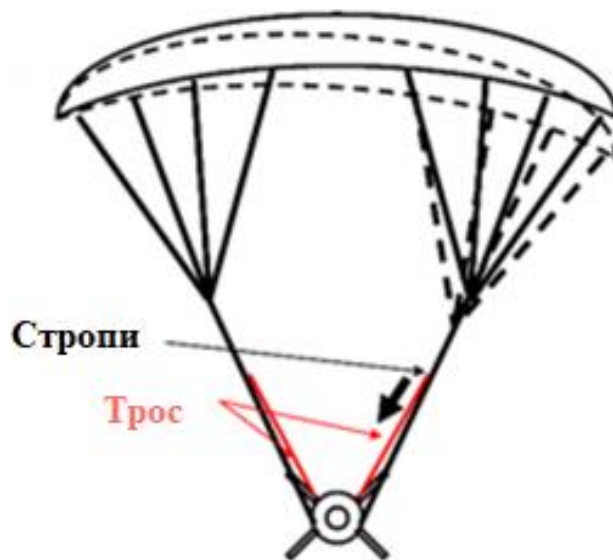


Рисунок 2.1 — Схематичне зображення роботи системи управління стропами

До системи локалізації входить модуль Global Positioning System. За допомогою якого система отримує всю необхідну інформацію про поточне місцеположення парашюта.

Система визначення місця приземлення використовується під час побудови траєкторії спуску парашюта, якої потім дотримується система управління



$[a^B]$ —індекс вказує систему координат, у якій обраховується величина.  
 (“B”—Body—центр мас паропална, “G”—Geographic—система координат пов’язана з землею)

$[\overline{a^B}]$ —транспонована матриця  $[a^B]$

$[x_B^G]^G = [\overline{x}, \overline{y}, \overline{z}]$ — координати центра мас відносно землі, в системі координат землі

$[v_B^G]^G = [\overline{u}, \overline{v}, \overline{\omega}]$ — лінійна швидкість центра мас відносно землі, у системі координат центра мас

$[\overline{\varphi}, \overline{\theta}, \overline{\psi}]$ — крен, тангаж, ристання

Рівняння динаміки та кінематики, які служать основою для моделі мають наступний вигляд.

$$m^B \frac{d[v_B^G]^B}{dt} + m^B [\Omega^{BG}] [v_B^G]^B = [f]^B \quad (3.1.1)$$

де  $[f]^B$ — сума всіх сил, що діють на пароплан,  $[\Omega^{BG}]$ — кутові швидкості,  $m^B$ — маса пароплана

$$[I_B^B]^B \frac{d[\omega^{BG}]^B}{dt} + [\Omega^{BG}] [I_B^B]^B [\omega^{BG}]^B = [M_B]^B \quad (3.1.2)$$

де  $[I_B^B]^B$ —момент інерції пароплана відносно центра тяжіння у системі координат пароплана,  $[M_B]^B$ — сума моментів сил діючих на тіло в системі координат пароплана  $[M_B^A]^B$ —аеродинамічний момент,  $[M_\delta^A]^B$ — момент крену та ристання

Можна виділити наступний ряд сил, що впливають на пароплан:

- сила тяжіння  $[f_G]^B$
- аеродинамічна сила, що діє на фюзеляж  $[f_F^A]^B$
- аеродинамічна сила, що діє на пароплан  $[f_P^A]^B$

Далі було розглянуто більш детально кожен з них. Сила тяжіння обчислюється наступним чином

$$[f_G]^B = m^B [0, 0, g]^G \quad (3.1.3)$$

де  $g$  – прискорення вільного падіння

Передбачається, що фюзеляж не здатний створювати підйомну силу, і тому єдиною аеродинамічною силою є сила повітряного опору, яка, як передбачається, діє в центрі маси фюзеляжу, і задається

$$[f_F^A] = -\frac{1}{2} \rho A^F \| [v_F^G]^B \| C_D^F [v_F^G]^B \quad (3.1.4)$$

де  $\rho$  – густина повітря,  $A^F$  – площа поверхні фюзеляжу,  $C_D^F$  – коефіцієнт сили повітряного опору

В свою чергу аеродинамічні сили, що діють на паропалн складаються з підйомної сили і сили повітряного опору.

$$[f_P^A]^P = \frac{1}{2} \rho A^P \| [v_F^G]^B \| (C_L^P [\overline{w_p}, 0, -\overline{u_p}]^P - C_D^P [v_F^G]^P) \quad (3.1.5)$$

де  $A^P$  – площа поверхні пароплана,  $C_L^P$  – коефіцієнт підйомної сили пароплана,  $C_D^P$  – коефіцієнт сили повітряного опору пароплана

Переходячи до моментів сил, слід відмітити що їх сума складається з двох наступних:

- аеродинамічний
- крену та рискання

Розглянувши кожен момент окремо, були отримані наступні формули. Аеродинамічний момент запишеться наступним чином:

$$[M_B^A]^B = \frac{1}{2} \rho A^P V_p^2 \begin{bmatrix} \frac{C_{l_p} b^2 p}{2V_p} + C_{l_\phi} b \phi \\ \frac{C_{m_q} c^2 q}{2V_p} + C_{m_0} c + C_{m_\alpha} c \alpha^p \\ \frac{C_{n_r} b^2 r}{2V_p} \end{bmatrix} \quad (3.1.6)$$

де  $V_p = |[v_p^G]^G|$ —модуль лінійної швидкості параслана відносно землі у системі координат землі.  $\rho$  — густина повітря,  $A^P$ — площа поверхні параслана,  $b$ — розмах крил параслана,  $c$ — довжина хорди крила,  $\alpha^p$ — кут атаки параслана

Перед тим як записати рівняння моментів крену та рискання слід розглянути управляючі гальма. Конструкція параслана передбачає лінії керування, що дозволяють відхиляти вниз дві області задньої частини крила, які часто називають «гальмами». Відхилення задньої частини крила донизу спричиняє збільшення підйомної сили та сили повітряного опору. Відхилення лівого і правого гальма, визначається кутовим рухом пристроїв керування, та позначається  $\delta_L$  і  $\delta_R$  відповідно. Відхилення гальм можна класифікувати на симетричні, які позначаються  $\delta_s = \min(\delta_L, \delta_R)$  та асиметричні, які в свою чергу позначаються  $\delta_a = \delta_L - \delta_R$ . Тоді саме рівняння моментів можна записати наступним чином

$$[M_\delta^A]^B = \frac{1}{2} \rho A^P V_p^2 \begin{bmatrix} C_{l_{\delta_a}} b \\ 0 \\ C_{n_{\delta_a}} b \end{bmatrix} \delta_a \quad (3.1.7)$$

Отже рівняння динаміки параслана можна записати у наступному вигляді

$$[I_B^B]^B \frac{d[\omega^{BG}]^B}{dt} + [\Omega^{BG}][I_B^B]^B [\omega^{BG}]^B = [M_B^A]^B + [M_\delta^A]^B \quad (3.1.8)$$



де  $[M_B^A]^B$ —аеродинамічний момент,  $[M_\delta^A]^B$ — момент крену та рискання.

Отримана модель є корисною для проведення високоточних симуляцій, але для синтезу регулятора бажано було б отримати модель з меншим порядком, яка все ще буде містити у собі усі ключові рівняння динаміки парашюта. Так в [9] було проведено ряд випробувальних польотів, які мали на меті розробити та вдосконалити систему управління. Під час кожного такого запуску збирався масив даних для їх подальшого аналізу. Випробувальні польоти проводились з параметрами, що приведені у таблиці 3.1:

Таблиця 3.1 — Значення параметрів системи

Параметр	Значення
$m^B$ , маса вантажу	4 кг
$b$ , розмах крила	1.5 м
$c$ , довжина хорди крила	0.6 м
$S^P$ , площа поверхні крила	0.2 м <sup>2</sup>

Аналіз проводився за допомогою System Identification Toolbox, що поставляється разом з пакетом Matlab/Simulink. В результаті була отримана модель другого порядку з асиметричним відхиленням гальм у якості вхідного сигналу та з кутовою швидкістю рискання на виході. Параметри передавальної функції були отримані в наслідок усереднення результатів багатьох випробувальних запусків. Отримана передавальна функція була використана при розробці закону управління.

$$W(s) = \frac{0.096}{0.16s^2 + 0.8s + 1} \quad (3.1.9)$$

Схема замкненої передавальної функції була представлена на рисунку 3.2

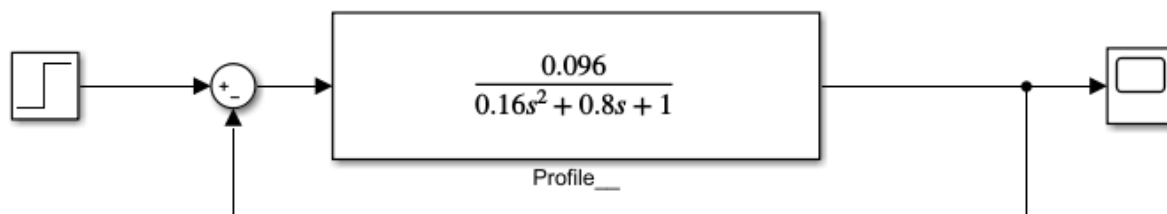


Рисунок 3.2 — Схема замкненої передавальної функції системи

Результат моделювання був представлений на рисунку 3.3

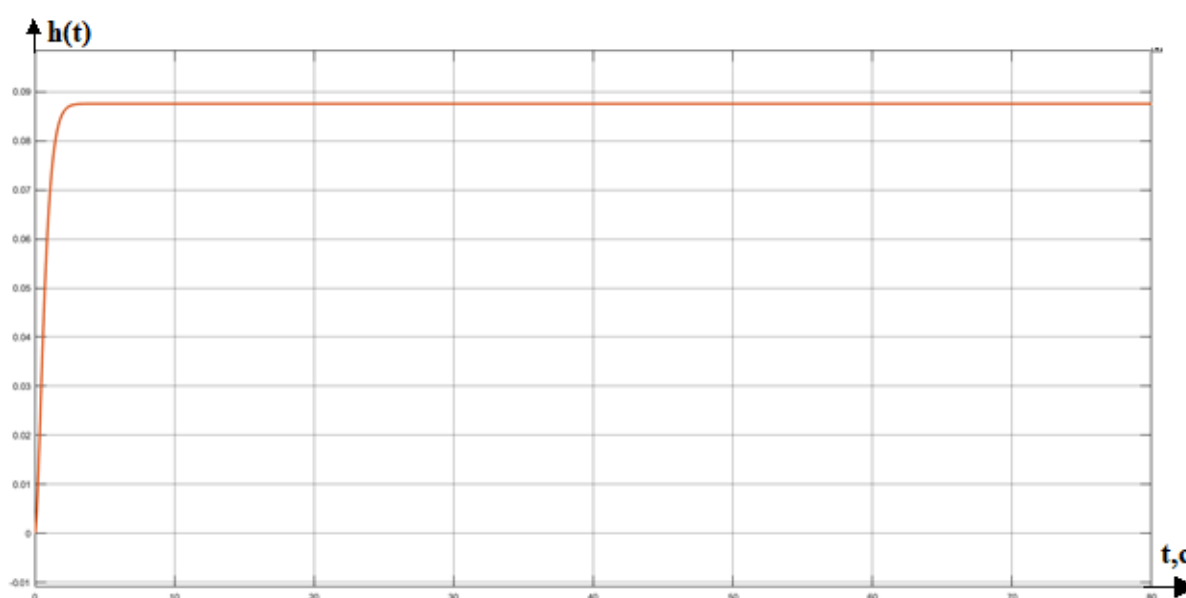


Рисунок 3.3 — Перехідний процес системи навігації парпалану

Передавальна функція системи повністю визначає її динамічні властивості та моделює значення виходу системи для будь-якого можливого значення на вході.

Строго кажучи передавальна функція являє собою відношення перетворення Лапласа вихідного сигналу до перетворення Лапласа вхідного сигналу при нульових початкових умовах.

Так як система повинна керувати кутом, то потрібно проінтегрувати кутову швидкість на виході з отриманої моделі. Для цього передавальну функцію було

помножено на інтегруючу ланку. Таким чином була отримана наступна передавальна функція

$$W(s) = \frac{0.096}{0.16s^2 + 0.8s + 1} * \frac{1}{s} = \frac{0.096}{0.16s^3 + 0.8s^2 + s} \quad (3.1.10)$$

Дана функція була змодельована за допомогою Matlab/Sumulink у вигляді схеми на рисунку 3.4

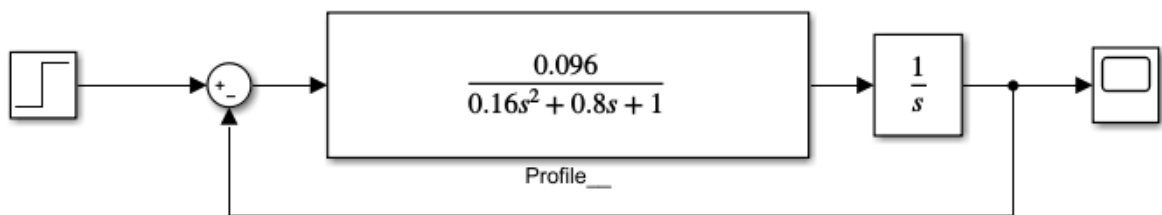


Рисунок 3.4 — Схема замкненої передавальної функції системи

В результаті моделювання був отриманий графік перехідного процесу замкненої безперервною передавальної функції системи навігації пароплана.

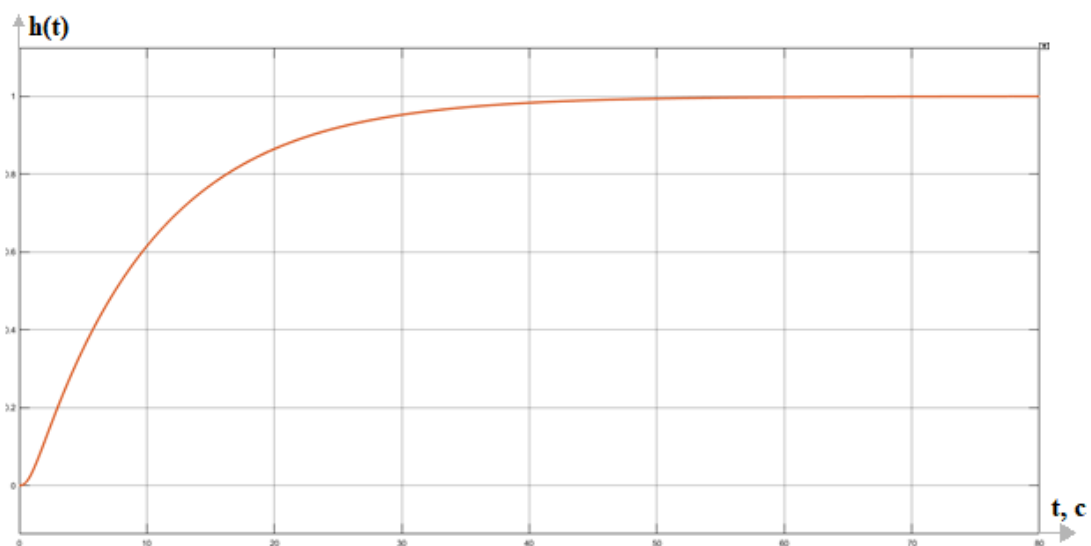


Рисунок 3.5 — Перехідний процес системи навігації пароплану

Таким чином була отримана передавальна функція системи навігації параслана. Вхідним сигналом в яку є кут рискання, а вихідним є відхилення відповідних строп параслана. Також було промодельовано замкнену безперервну передавальну функцією в середовищі Matlab/Simulink. В результаті чого був отриманий графік з монотонним перехідним процесом.

Для використання даної передавальної функції необхідно обрахувати цифрову передавальну функцію.

### 3.2 Виведення цифрової передавальної функції системи

Цифрові системи значно точніші за аналогові, а також зручніші у використанні. Такі системи значно спрощують процес установки та налаштування. В той же час такі системи піддаються цифровому моделюванню. Їх зручніше та швидше розроблювати. Можливість тестування таких систем дозволяє розробляти системи керування небезпечним обладнанням без ризику для здоров'я і точно гарантувати працездатність.

Для обрахунку дискретної системи було використано z-перетворення.

$$W(z) = \frac{z-1}{z} \mathbb{Z} \left\{ \frac{W(s)}{s} \right\} = \frac{z-1}{z} \mathbb{Z} \left\{ \frac{0.6}{s^2(2.5+s)^2} \right\} =$$

$$= 0.6 \frac{z-1}{z} \mathbb{Z} \left\{ \frac{1}{s^2(2.5+s)^2} \right\}$$
(3.2.1)

Для подальшого рішення розкладемо передавальну функцію на прості дробі методом невідомих коефіцієнтів

$$W_{\text{БЧ}}(s) = \frac{A}{s} + \frac{B}{s^2} + \frac{C}{2.5+s} + \frac{D}{(2.5+s)^2} = \frac{1}{s^2(2.5+s)^2}$$
(3.2.2)

Таким чином, потрібно обрахувати невідомі коефіцієнти А, В, С та D.  
Спочатку дріб було зведемо до спільного знаменника

$$\frac{As(2.5 + s)^2 + B(2.5 + s)^2 + Cs^2(2.5 + s) + Ds^2}{s^2(2.5 + s)^2} = \frac{1}{s^2(2.5 + s)^2} \quad (3.2.3)$$

Порівнявши чисельники, було отримане наступне рівняння

$$As(2.5 + s)^2 + B(2.5 + s)^2 + Cs^2(2.5 + s) + Ds^2 = 1 \quad (3.2.4)$$

Розкривши дужки було отримано наступне:

$$As(s^2 + 5.s + 6.25) + B(s^2 + 5.s + 6.25) + 2.5Cs^2 + Cs^3 + Ds^2 = 1 \quad (3.2.5)$$

$$6.25As + 5As^2 + As^3 + Bs^2 + 5Bs + 6.25B + 2.5Cs^2 + Cs^3 + Ds^2 = 1 \quad (3.2.6)$$

Після перегрупування доданків по s було отримано

$$(A + C)s^3 + (5A + B + 2.5C + D)s^2 + (6.25A + 5B)s + 6.25B = 1 \quad (3.2.7)$$

Прирівнявши коефіцієнти при s лівої та правої частини рівняння була отримана наступна система рівнянь

$$\begin{cases} A + C = 0 \\ 5A + B + 2.5C + D = 0 \\ 6.25A + 5B = 0 \\ 6.25B = 1 \end{cases} \quad (3.2.8)$$

Далі необхідно вирішити її за допомогою алгебраїчних перетворень. В результаті були знайдені невідомі коефіцієнти

$$\begin{cases} C = -A \\ 5A + 2.5C + D = -0.16 \\ 6.25A = -0.8 \\ B = 0.16 \end{cases}$$

$$\begin{cases} C = 0.128 \\ D = -0.16 - 2.5A \\ A = -0.128 \\ B = 0.16 \end{cases}$$

$$\begin{cases} C = 0.128 \\ D = 0.16 \\ A = -0.128 \\ B = 0.16 \end{cases}$$

$$\begin{cases} A = -0.128 \\ B = 0.16 \\ C = 0.128 \\ D = 0.16 \end{cases} \quad (3.2.9)$$

Записавши знайденні коефіцієнти у передавальну функцію, отримали наступне розкладання на прості дроби

$$W_{\text{БЧ}}(s) = -\frac{0.128}{s} + \frac{0.16}{s^2} + \frac{0.128}{2.5 + s} + \frac{0.16}{(2.5 + s)^2} = \frac{1}{s^2(2.5 + s)^2} \quad (3.2.10)$$

Підставивши отриманий вираз, у формулу z-перетворення отримали наступний вираз

$$W(z) = 0.6 \frac{z-1}{z} Z \left\{ -\frac{0.128}{s} + \frac{0.16}{s^2} + \frac{0.128}{2.5 + s} + \frac{0.16}{(2.5 + s)^2} \right\} \quad (3.2.11)$$

Далі було виконано безпосередньо z-перетворення. Для цього була використані z-перетворення окремих функцій, що наведені у таблиці 3.2, для періоду квантування  $T_0 = 0.1$

Таблиця 3.2 — Таблиця Z-перетворень

перетворення Лапласа	-перетворення
$\frac{1}{s}$	$\frac{z}{z-1}$
$\frac{1}{s^2}$	$\frac{0.1z}{(z-1)^2}$
$\frac{1}{s+\alpha}$	$\frac{z}{z-e^{-0.1\alpha}}$
$\frac{1}{(s+\alpha)^2}$	$\frac{0.1ze^{-0.1\alpha}}{(z-e^{-0.1\alpha})^2}$

Після перетворення кожного доданка було отримано наступну передавальну функцію

$$W(z) = 0.6 \frac{z-1}{z} \left( -\frac{0.128z}{z-1} + \frac{0.016z}{(z-1)^2} + \frac{0.128z}{z-e^{-0.25}} + \frac{0.016ze^{-0.25}}{(z-e^{-0.25})^2} \right) \quad (3.2.12)$$

Далі були розкриті дужки та спрощений вираз

$$W(z) = 0.6 \left( -0.128 + \frac{0.016}{(z-1)} + \frac{0.128(z-1)}{z-e^{-0.25}} + \frac{0.016(z-1)e^{-0.25}}{(z-e^{-0.25})^2} \right) =$$

$$\begin{aligned}
&= 0.6 \left( \frac{-0.128(z-1)(z-e^{-0.25})^2 + 0.016(z-e^{-0.25})^2}{(z-1)(z-e^{-0.25})^2} + \frac{0.128(z-1)^2(z-e^{-0.25}) + 0.016(z-1)^2 e^{-0.25}}{(z-1)(z-e^{-0.25})^2} \right) = \\
&= 0.6 \left( \frac{-0.128(z-1)(z-0.7788)^2 + 0.016(z-0.7788)^2}{(z-1)(z-0.7788)^2} + \frac{0.128(z-1)^2(z-0.7788) + 0.016(z-1)^2 * 0.7788}{(z-1)(z-0.7788)^2} \right) = \\
&= 0.6 \left( \frac{-0.128(z-1)(z^2 - 1.5576z + 0.6065) + 0.016(z^2 - 1.5576z + 0.6065)}{(z-1)(z-0.7788)^2} + \frac{0.128(z^2 - 2z + 1)(z-0.7788) + 0.016(z^2 - 2z + 1) * 0.7788}{(z-1)(z^2 - 1.5576z + 0.6065)} \right) \\
&= 0.6 \left( \frac{-0.128(z^3 - 2.557z^2 + 2.1635z - 0.6065) + 0.016z^2 - 0.0249216z}{(z-1)(z^2 - 1.5576z + 0.6065)} + \frac{0.009704 + 0.128(z^3 - 2.7788z^2 + 2.5576z - 0.7788)}{(z-1)(z^2 - 1.5576z + 0.6065)} + \frac{0.0124608z^2 - 0.0249216z + 0.0124608}{(z-1)(z^2 - 1.5576z + 0.6065)} \right) = \\
&= 0.6 \left( \frac{-0.128z^3 + 0.327296z^2 - 0.276928z + 0.077632 + 0.016z^2}{(z-1)(z^2 - 1.5576z + 0.6065)} + \frac{-0.0249216z + 0.0097 + 0.128z^3 - 0.3556864z^2 + 0.32737z - 0.09968}{(z-1)(z^2 - 1.5576z + 0.6065)} + \frac{0.0124608z^2 - 0.0249216z + 0.0124608}{(z-1)(z^2 - 1.5576z + 0.6065)} \right) = \\
&= 0.6 \frac{0.000147z^2 + 0.000521031z + 0.00011463936}{(z-1)(z^2 - 1.5576z + 0.6065)} = \\
&= \frac{0.00008832z^2 + 0.00031262z + 0.00006878361}{(z-1)(z^2 - 1.5576z + 0.6065)} = \\
&= \frac{0.00008832z^2 + 0.00031262z + 0.00006878361}{z^3 - 2.5576z^2 + 2.1641z - 0.6065}
\end{aligned}$$

(3.2.13)



Таким чином була змодельована перехідна функцію в Matalb/Simulink у вигляді схеми на рисунку 3.6.

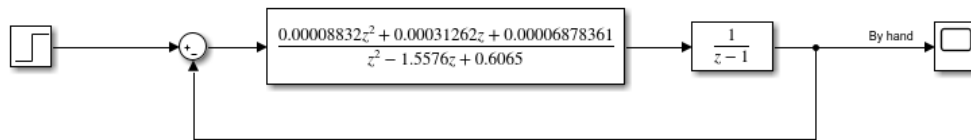


Рисунок 3.6 — Схема з дискретною передавальними функцією обрахованою вручну

В результаті моделювання було отримано наступний графік перехідного процесу системи навігації парпалану, що зображений на рисунку 3.7.

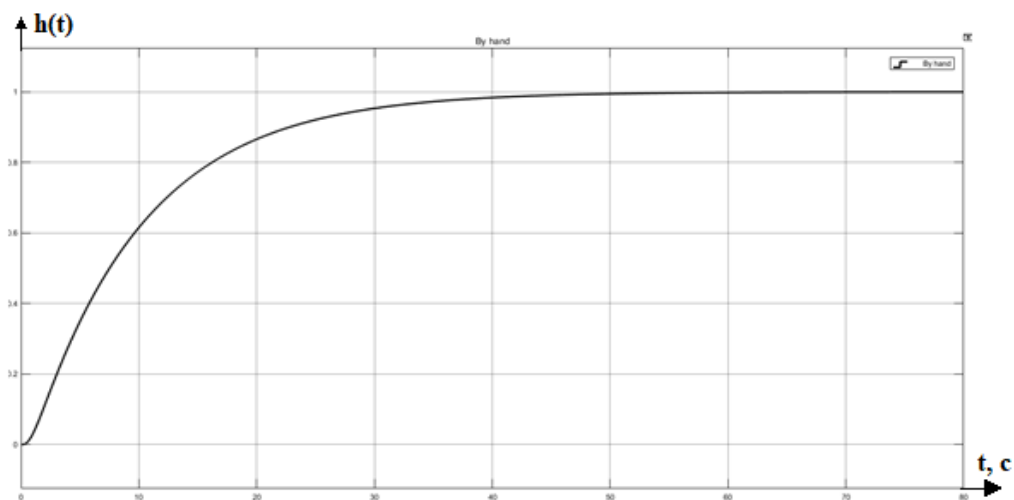


Рисунок 3.7 — Перехідний процес системи навігації парпалану

Потім було виконано z-перетворення у середовищі Matlab/Simulink. Для цього спочатку було задано передавальну функцію безперервної частини за допомогою функції tf. Виконання команди зображено на рисунку 3.8.

```
>> w = tf(0.096, [0.16 0.8 1 0])

w =

          0.096
-----
    0.16 s^3 + 0.8 s^2 + s

Continuous-time transfer function.
```

Рисунок 3.8 — Створення передавальної функції в середовищі Matlab

Результат функції був переданий у якості аргументу в функцію c2d, та заданий період квантування рівний 0.1с. Виконання команди зображено на рисунку 3.9.

```
>> wz = c2d(w, 0.1)

wz =

      8.839e-05 z^2 + 0.0003125 z + 6.884e-05
-----
      z^3 - 2.558 z^2 + 2.164 z - 0.6065

Sample time: 0.1 seconds
Discrete-time transfer function.
```

Рисунок 3.9 — Обчислення z-перетворення за допомогою середовища Matlab/Sumulink

З метою уникнення заокруглень під час моделювання було винесено ланку астатизму, як окрему цифрову передавальну функцію. Для виділення астатизму було використано функції deconv середовищі Matlab. Виконання команди було зображено на рисунку 3.10

```
>> deconv([1 -2.558 2.164 -0.6065], [1 -1])

ans =

          1          -1.558          0.606
```

Рисунок 3.10 — Виділення ланки астатизму за допомогою команди deconv в середовищі Matlab

Таким чином було змодельовано перехідну функцію в Matalb/Simulink у вигляді схеми, яку зображено на рисунку 3.11

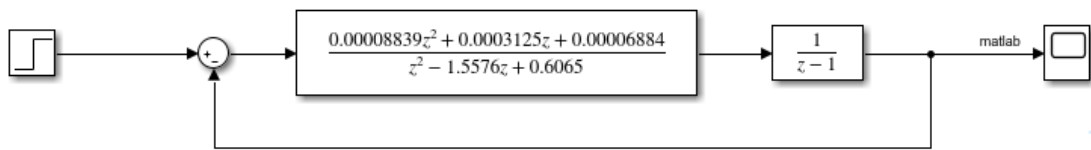


Рисунок 3.11 — Схема з дискретною передавальними функцією обрахованою засобами Matlab

В результаті моделювання було отримано наступний графік перехідного процесу системи навігації парпалану, що зображено на рисунку 3.12.

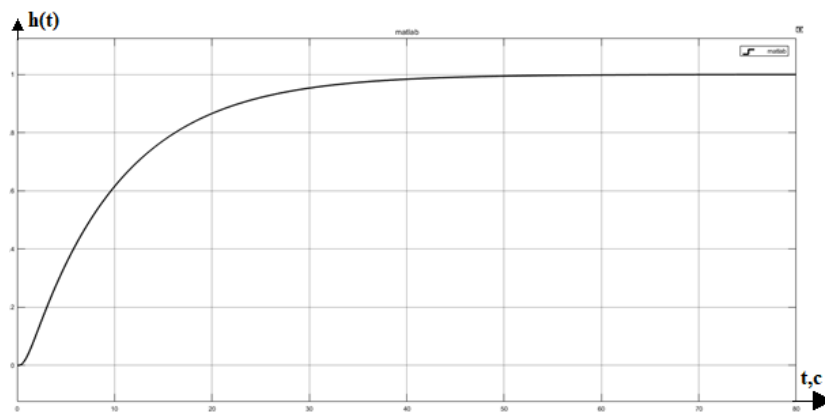


Рисунок 3.12 — Графік перехідного процесу системи навігації парпалану, обрахованої в Matlab

Для більш наочного порівняння було змодельовано перехідні процеси на часовому проміжку до 5с. Таким чином були отримані графіки на рисунку 3.13 та рисунку 3.14

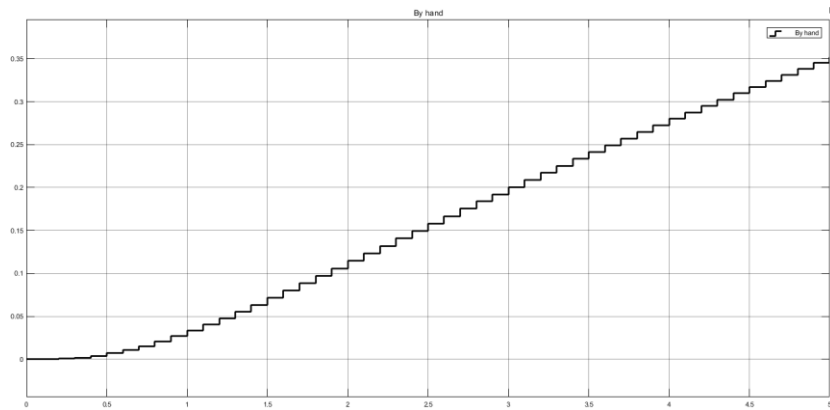


Рисунок 3.13 — Графік перехідного процесу системи навігації парпалану на проміжку часу до 5с, обрахованої вручну

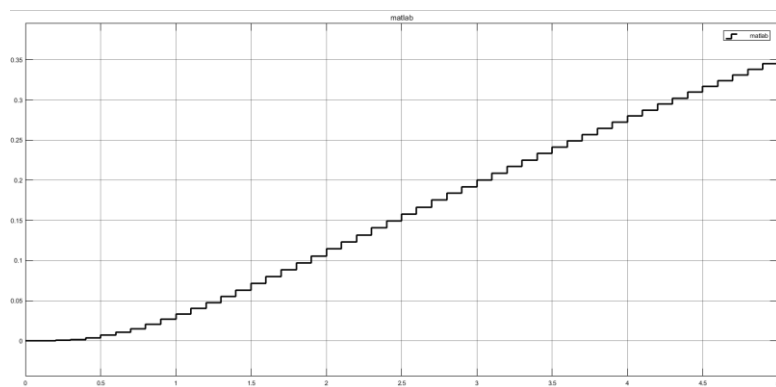


Рисунок 3.14 — Графік перехідного процесу системи навігації парпалану на проміжку часу до 5с, обрахованої в Matlab

Як видно з рисунка 3.13 та рисунка 3.14, обидві дискретні передавальні функції мають однакові графіки перехідного процесу. Це, в свою чергу, свідчить про правильність проведених розрахунків.

Підсумовуючи, був повністю обрахований перехід від безперервної передавальної функції до цифрової. Для цього був застосований метод z-перетворення. На базі отриманій цифровій функції було побудовано схему в програмному пакеті Matlab/Simulink. В той же час, на базі отриманої схеми та схеми з цифровою передавальною функцією обрахованою засобами Matlab, було побудовано графіки перехідних процесів. Співставивши їх, було зроблено висновок про правильність та точність обрахунків.

## 4 АНАЛІЗ ЦИФРОВОЇ СИСТЕМИ

### 4.1 Стійкість цифрової системи

Стійкість системи – характеристика системи, яка вказує на її здатність уникати нескінченного відхилення вихідного сигналу від заданого при будь-якому збуренню.

Існує ціла низка засобів, методів та алгоритмів визначення стійкості системи. До них входять як аналітичні так і графічні методи. Далі було розглянуто один з аналітичних методів – метод Гурвіца.

Суть методу полягає у побудові визначника Гурвіца, а сам критерій зводиться до обрахунку усіх діагональних мінорів визначника. У випадку, коли всі мінори додатні, тоді і тільки тоді система є стійкою [14].

Визначник Гурвіца будується з коефіцієнтів характеристичного рівняння за наступним алгоритмом:

- по головній діагоналі зліва направо виставляються всі коефіцієнти характеристичного рівняння від  $a_1$  до  $a_n$
- від кожного елемента діагоналі вгору і вниз добудовуються стовпці визначника так, щоб індекси зменшувалися згори донизу
- на місце коефіцієнтів з індексами менше нуля або більше  $n$  ставляться нулі

$$\Delta_n = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 & a_5 & \dots & 0 \\ a_0 & a_2 & a_4 & \dots & 0 \\ 0 & a_1 & a_3 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & a_n \end{vmatrix} \quad (4.1.1)$$

Для визначення характеристичного рівняння необхідно спочатку обрахувати передавальну функцію замкненої системи

$$\begin{aligned}
 W_3(z) &= \frac{W(z)}{1 + W(z)} = \\
 &= \frac{0.00008832z^2 + 0.00031262z + 0.00006878361}{(z - 1)(z^2 - 1.5576z + 0.6065) + 0.000088z^2 + 0.000312z + 0.0000687} \\
 &= \frac{0.00008832z^2 + 0.00031262z + 0.00006878361}{z^3 - 2.5576z^2 + 2.1645z - 0.60646}
 \end{aligned}
 \tag{4.1.2}$$

Звідки було отримане наступне характеристичне рівняння

$$D(z) = z^3 - 2.5576z^2 + 2.1645z - 0.60646 \tag{4.1.3}$$

Для застосування критерію Гурвіца до цифрової системи необхідно виконати білінійне перетворення. Для цього було проведена заміна

$$z = \frac{1 + w}{1 - w} \tag{4.1.4}$$

$$D(w) = \frac{(w + 1)^3}{(1 - w)^3} - \frac{2.5575(w + 1)^2}{(1 - w)^2} + \frac{2.1644(w + 1)}{1 - w} - 0.606431 \tag{4.1.5}$$

$$\begin{aligned}
 D(w) &= \frac{(w + 1)^3 - 2.5575(w + 1)^2(1 - w) + 2.1644(w + 1)(1 - w)^2}{(1 - w)^3} \\
 &\quad - \frac{0.60643(1 - w)^3}{(1 - w)^3}
 \end{aligned}
 \tag{4.1.6}$$

Прирівнявши чисельник до нуля отримали наступне

$$(w + 1)^3 - 2.5575(w + 1)^2(1 - w) + 2.1644(w + 1)(1 - w)^2 - 0.60643(1 - w)^3 = 0 \tag{4.1.7}$$

Далі необхідно розкрити дужки та спростити вираз

$$\begin{aligned}
 &w^3 + 3w^2 + 3w + 1 - 2.5575(w^2 + 2w + 1)(1 - w) + \\
 &+ 2.1644(w^2 - 2w + 1)(w + 1) - 0.6063(-w^3 + 3w^2 - 3w + 1) = 0 \\
 &w^3 + 3w^2 + 3w + 1 + 2.5575w^3 + 2.5575w^2 - 2.5575w - 2.5575 + \\
 &+ 2.1644w^3 - 2.1644w^2 - 2.1644w + 2.1644 + 0.60643w^3 - 1.81929w^2 + \\
 &+ 1.81929w - 0.60643 = 0
 \end{aligned} \tag{4.1.8}$$

В результаті було отримане наступне характеристичне рівняння

$$6.32833w^3 + 1.57381w^2 + 0.09739w + 0.00047 = 0 \tag{4.1.9}$$

Згідно з критерієм Гурвіца система є стійкою, якщо усі коефіцієнти характеристичного рівняння, а також усі мінори більше нуля. У даному випадку маємо рівняння третього порядку, тож можемо використати окремий випадок критерію Гурвіца, а саме

$$a_0 > 0 \tag{4.1.10}$$

$$\Delta_1 = a_1 > 0 \tag{4.1.11}$$

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 \\ a_0 & a_2 \end{vmatrix} = a_1 a_2 - a_0 a_3 > 0 \tag{4.1.12}$$

$$\Delta_3 = a_3 > 0 \tag{4.1.13}$$

Підставивши у нерівності коефіцієнти з характеристичного рівняння, отримали наступні результати

$$a_0 = 6.32833 > 0 \tag{4.1.14}$$

$$\Delta_1 = a_1 = 1.57381 > 0 \tag{4.1.15}$$

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 \\ a_0 & a_2 \end{vmatrix} = a_1 a_2 - a_0 a_3 = 1.57381 * 0.09739 - 6.32833 * 0.00047 = 0.1503 > 0 \quad (4.1.16)$$

$$\Delta_3 = a_3 = 0.00047 > 0 \quad (4.1.17)$$

Всі умови критерію Гурвіца виконуються, отже дана система є стійкою.

Таким чином було розглянуто поняття стійкості цифрових систем та критерій Гурвіца як один з методів дослідження стійкості. Згідно критерієм Гурвіца для цифрових систем було виконане білінійне перетворення. За отриманим характеристичним рівнянням були обраховані відповідні визначники Гурвіца та встановлена стійкість досліджуваної системи.

## 4.2 Частотні характеристики цифрової системи

Спершу була розглянута амплітудно-фазова частотна характеристика (АФЧХ). АФЧХ – являє собою частотний відгук лінійної стаціонарної динамічної системи у вигляді графіку на комплексній площині. У декартових координатах реальна частина відкладається на осі Х. Уявна частина побудована на осі Y. Частота змінюється як параметр. Цей же графік можна описати за допомогою полярних координат, де амплітуда системи є радіальною координатою, а фаза системи — відповідною кутовою координатою.

За цим графіком можна зробити висновки не тільки щодо стійкості системи, а й ще оцінити її запас.

Для побудови АФЧХ замкненої системи була обрахована дискретна замкнена передавальна функція за допомогою функції feedback. Безпосередньо побудова АФЧХ виконується за допомогою функції nyquist, яка приймає один аргумент – систему для якої будувати АФЧХ. Виконання команди було зображено на рисунку 4.1



```

wz =

      8.839e-05 z^2 + 0.0003125 z + 6.884e-05
-----
      z^3 - 2.558 z^2 + 2.164 z - 0.6065

Sample time: 0.1 seconds
Discrete-time transfer function.

>> wz_fb = feedback(wz, 1)

wz_fb =

      8.839e-05 z^2 + 0.0003125 z + 6.884e-05
-----
      z^3 - 2.558 z^2 + 2.164 z - 0.6065

Sample time: 0.1 seconds
Discrete-time transfer function.

>> nyquist(wz_fb)

```

Рисунок 4.1 – Командний рядок Matlab з інструкціями для побудови АФЧХ

Таким чином було побудовано графік замкненої дискретної передавальної функції засобами Matlab, який наведено на рисунку 4.2.

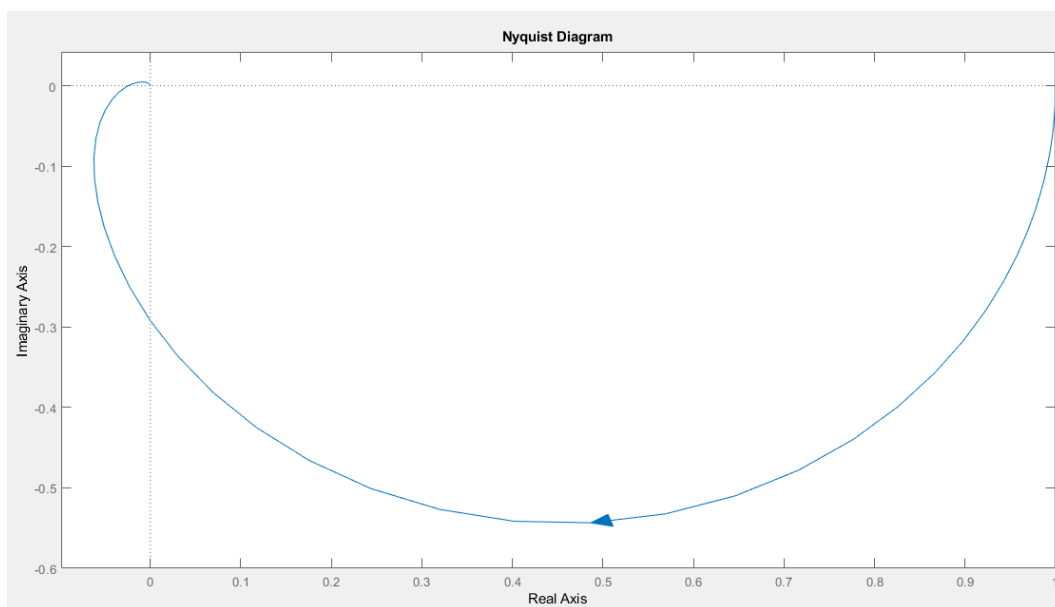


Рисунок 4.2 — Графік АФЧХ замкненої передавальної функції

Далі була розглянута логарифмічна амплітудно-фазова частотна характеристику (ЛАФЧХ). Для побудови була використана функція bode у Matlab. Виконання команди було зображено на рисунку 4.3.

```

% ...

wz =

      8.839e-05 z^2 + 0.0003125 z + 6.884e-05
      -----
      z^3 - 2.558 z^2 + 2.164 z - 0.6065

Sample time: 0.1 seconds
Discrete-time transfer function.

>> wz_fb = feedback(wz, 1)

wz_fb =

      8.839e-05 z^2 + 0.0003125 z + 6.884e-05
      -----
      z^3 - 2.558 z^2 + 2.164 z - 0.6065

Sample time: 0.1 seconds
Discrete-time transfer function.

>> bode(wz_fb)

```

Рисунок 4.3 — Інструкції у Matlab для побудови ЛАФЧХ

В результаті було отримано графік, що представлено на рисунку 4.4

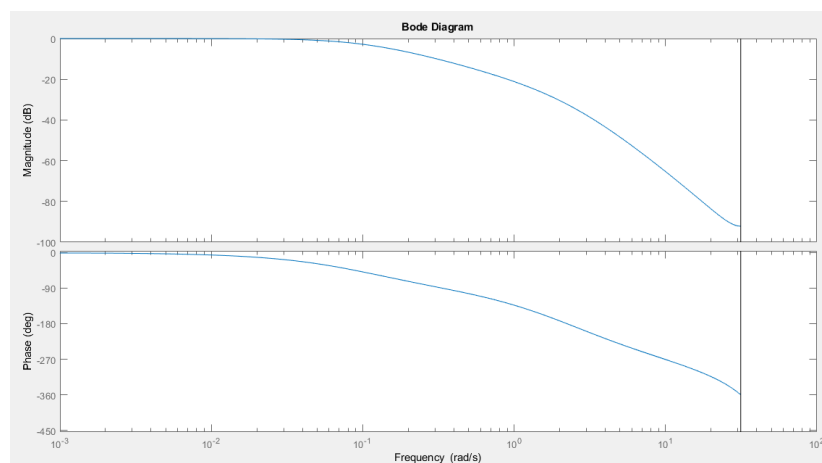


Рисунок 4.4 — Графік ЛАФЧХ замкненої передавальної функції

### 4.3 Якість цифрової системи

Показники якості системи визначаються шляхом подачі на її вхід типового сигналу у вигляді одиничного стрибка. До основних показників якості відносяться:

- перегулювання
- час встановлення
- час перехідного процесу
- помилка

Перегулювання – характеристика, що показує максимальне відхилення вихідної величини від свого усталеного значення. Перегулювання вказує на схильність системи до коливань та визначається за формулою

$$\sigma = \frac{h_{max} - h_{уст}}{h_{уст}} * 100\% \quad (4.3.1)$$

При  $\sigma = 0$ , кажуть, що процес є монотонним.

Час встановлення – проміжок часу, за який вихідна величина системи вперше досягла сталого значення. Характеризує швидкість наростання процесу управління.

Час перехідного процесу – характеризує швидкодію системи і визначається як час від початку перехідного процесу до моменту, коли відхилення вихідної величини щодо сталого значення стає і залишається по абсолютній величині менше попередньо заданої величини  $\delta$ . Зазвичай  $\delta$  береться рівним 0.05 [10].

Отже дана наступна цифрова схему в Matlab (рисунок 4.5)

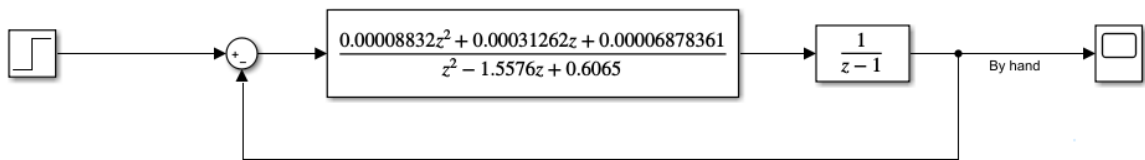


Рисунок 4.5 — Схема цифрової передавальної функції

В результаті моделювання були отримані показники, що наведені на рисунку 4.6

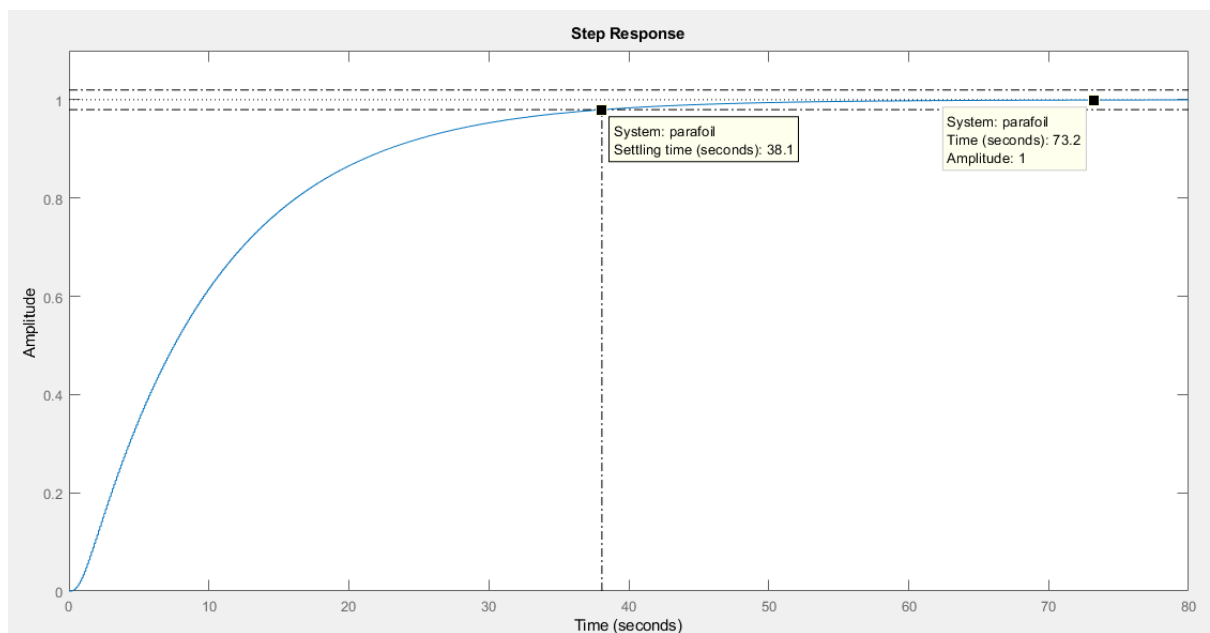


Рисунок 4.6 — Графік перехідного процесу цифрової замкненої системи

Виходячи з графіка можна зазначити наступні показники якості:

- час встановлення 73.2 с
- час перехідного процесу 38.1 с
- перегулювання  $\sigma = \frac{h_{max} - h_{уст}}{h_{уст}} * 100\% = 0\%$

Помилка була обрахована за наступною формулою:

$$e_{ст} = \lim_{z \rightarrow 1} (z - 1)E(z) \quad (4.3.2)$$

$$E(z) = \frac{z}{z-1} (1 - W_3(z)) = \frac{z}{z-1} \times$$

$$\times \left( 1 - \frac{0.00008832z^2 + 0.00031262z + 0.00006878361}{z^3 - 2.5576z^2 + 2.1645z - 0.60646} \right)$$

(4.3.3)

$$= \lim_{z \rightarrow 1} (z-1) \frac{z}{z-1} \left( 1 - \frac{0.00008832z^2 + 0.00031262z + 0.00006878361}{z^3 - 2.5576z^2 + 2.1645z - 0.60646} \right) =$$

$$= \lim_{z \rightarrow 1} z \times \left( 1 - \frac{0.00008832z^2 + 0.00031262z + 0.00006878361}{z^3 - 2.5576z^2 + 2.1645z - 0.60646} \right) =$$

$$= \lim_{z \rightarrow 1} z \left( \frac{z^3 - 2.55768832z^2 + 2.16418738z - 0.60652878361}{z^3 - 2.5576z^2 + 2.1645z - 0.60646} \right) =$$

$$= \frac{1 - 2.55768832 + 2.16418738 - 0.60652878361}{1 - 2.5576 + 2.1645 - 0.60646} = 0.0096$$

(4.3.4)

Далі був розглянутий графік помилки побудований за допомогою Matlab/Simulink. Для цього була побудована схема, що зображена на рисунку 4.7

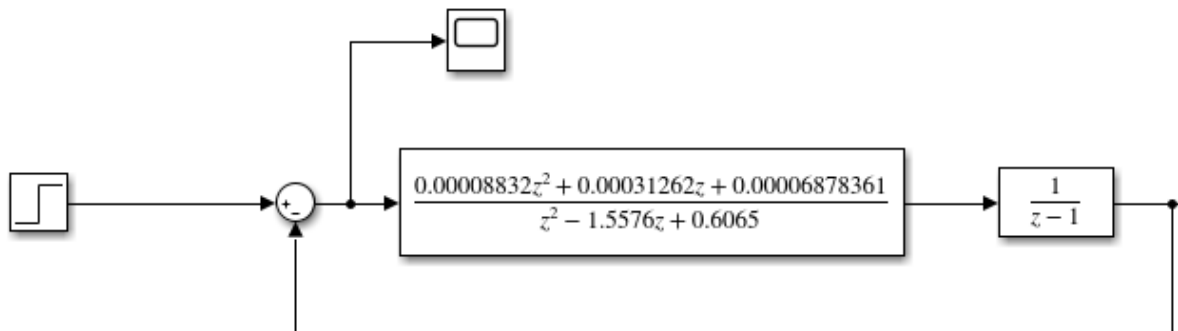


Рисунок 4.7 — Схема для побудови графіка помилки

В результаті моделювання був отриманий графік помилки, що зображений на рисунку 4.8

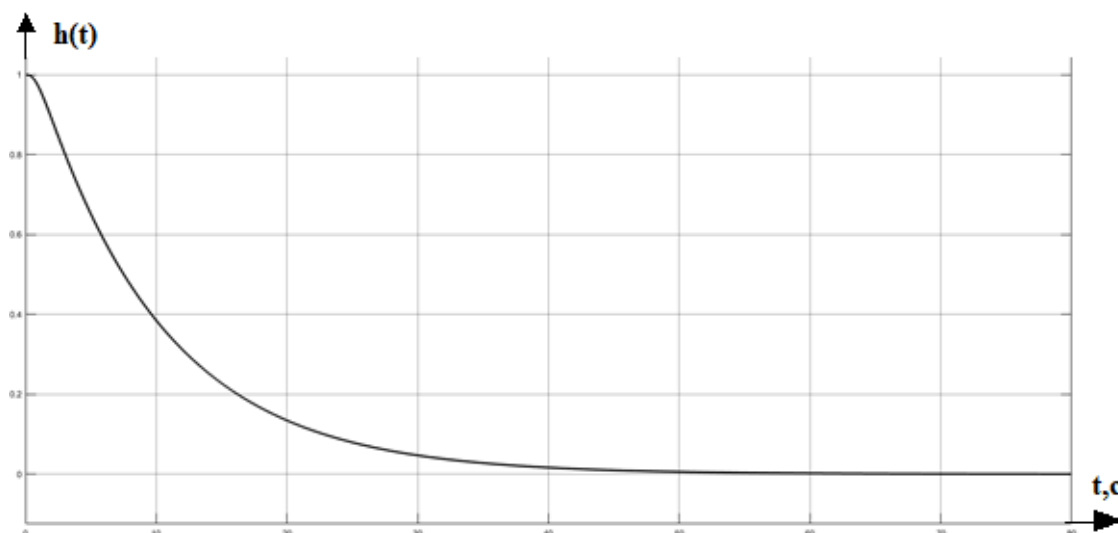


Рисунок 4.8 — Графік помилки цифрової системи

Підсумовуючи результати аналізу цифрової системи можна дійти до наступного висновку. Критерій Гурвіца свідчить про те що дана система є стійкою, а проаналізувавши графік перехідного процесу замкненої цифрової системи бачимо, що перегулювання відсутнє, тобто перехідний процес є монотонним. Усталена помилка  $e_{уст} = 0.0096$ . Однак, аналіз інших показників якості системи показав незадовільний результат. На тому ж графіку чітко видно, що час перехідного процесу  $t_{пп} = 38.1$  с, час встановлення  $t_{уст} = 73.2$  с. Оскільки дані показники не відповідають технічному завданню, то необхідно розробити цифровий регулятор, для покращення зазначених характеристик системи.

## 5 СИНТЕЗ ЦИФРОВОГО РЕГУЛЯТОРА

Виходячи з аналізу якості цифрової системи необхідність у синтезі регулятора є очевидною. Так на сьогоднішній день дуже широко використовуються такі різновиди регуляторів як:

- ПД-регулятор, або одна з комбінацій його пропорційної, інтегральної та диференціальної ланок
- синтезований методом бажаної передавальної функції

ПД-регулятор – пристрій в керуючому контурі зі зворотним зв'язком. Використовується в системах автоматичного управління для формування керуючого сигналу з метою отримання необхідних точності і якості перехідного процесу. Регулятор синтезується виходячи з параметрів передавальної функції. Зазвичай ПД регулятор характеризується своїм швидким виходом на режим, точним утриманням заданого значення і швидкою реакцією на зовнішні впливи.

З іншого боку, синтезу цифрової системи методом бажаної передавальної функції базується на визначенні передавальної функції замкненої системи, яка б відповідала необхідним критеріям якості. Маючи таку функцію можна визначити передавальну функцію цифрового регулятора, який забезпечить задані властивості проектованої цифрової системи.

### 5.1 Синтез цифрового ПД регулятора

У даній системі присутня ланка астатизму. Як наслідок маємо систему з трьома полюсами. У такому випадку класичний ПД регулятор не підходить, адже дизайн такого регулятора передбачає наявність лише двох полюсів передавальної функції. Тому будемо синтезувати ПД-регулятор.

У загальному випадку формула ПД-регулятора має наступний вигляд

					ІА62.070БАК.002 ПЗ	Лист
						42
Зм.	Лист	№ докum.	Підпис	Дата		

$$W = K_p + \frac{K_d}{T} * \frac{z-1}{z} \quad (5.1.1)$$

Після зведення до спільного знаменника було отримано наступне

$$W(z) = \frac{K_d z - K_d + K_p T z}{T * z} = \frac{(z - \frac{K_d}{K_p T + K_d})}{T * z} \quad (5.1.2)$$

Далі наведено передавальну функцію приведеної безперервної частини для якої було виконано синтез

$$W(z) = \frac{0.00008832z^2 + 0.00031262z + 0.00006878361}{(z-1)(z-0.7788)^2} \quad (5.1.3)$$

Дизайн ПД-регулятора будується на компенсації одного з полюсів передавальної функції. В даному випадку маємо полюс  $(z - 0.7788)$ , його і будемо компенсувати.

Відношення між диференціальним коефіцієнтом  $K_d$  та пропорційним коефіцієнтом  $K_p$  можна записати у наступному вигляді

$$\frac{K_d}{K_p T_0 + K_d} = 0.7788 \quad (5.1.4)$$

Тоді формула для  $K_d$  буде мати наступний вигляд:

$$K_d = 0.7788 * K_p T_0 + 0.7788 * K_d$$

$$K_d - 0.7788 * K_d = 0.7788 * K_p T_0$$



$$K_d(1 - 0.7788) = 0.7788 * K_p T_0$$

$$K_d = \frac{0.7788 * K_p T_0}{1 - 0.7788}$$

(5.1.5)

Прийнявши  $K_p = 10$ , було обчислено  $K_d$

$$K_d = \frac{0.1 * 10 * 0.7788}{1 - 0.7788} = 3.5208$$

(5.1.6)

Далі було розглянуто показники якості отриманого регулятора. Для цього була побудована схема у Matlab/Simulink, яка зображена на рисунку 5.1.

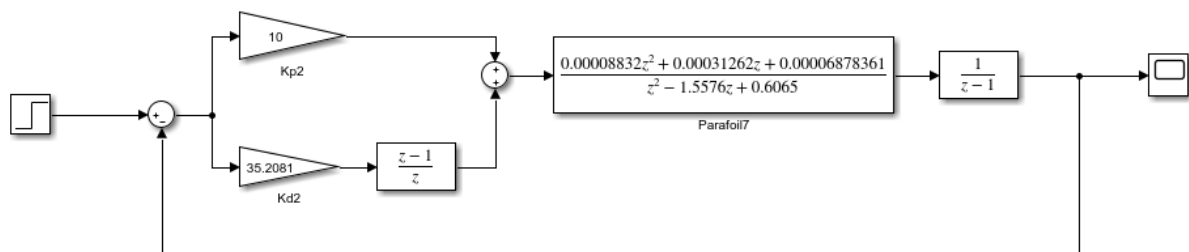


Рисунок 5.1 — Схема цифрового ПД регулятора

Після моделювання ПД-регулятора, було отримано графік, на рисунку 5.2, перехідного процесу системи навігації парпалану

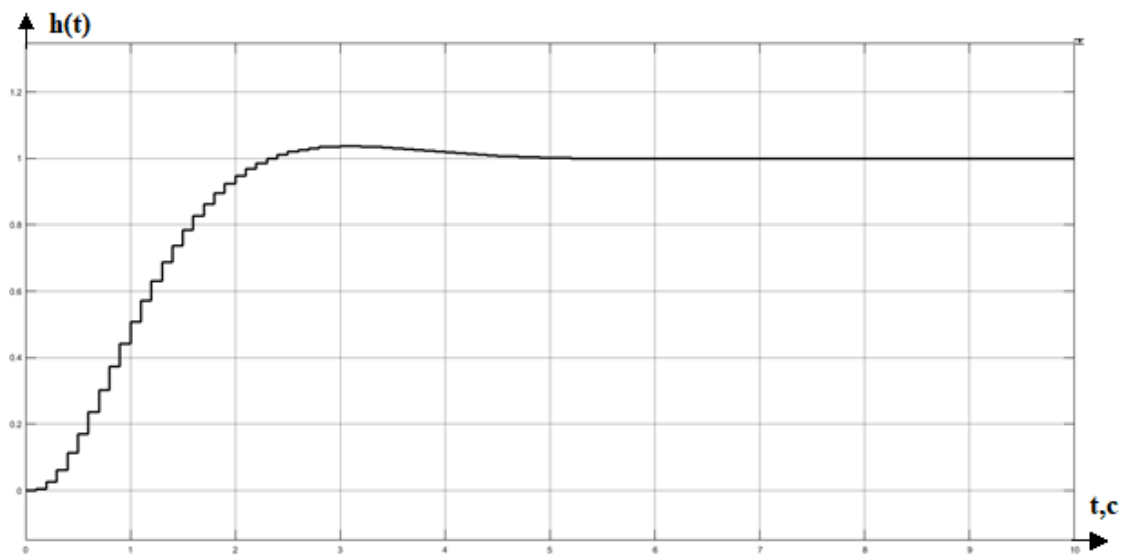


Рисунок 5.2 — Графік перехідного процесу системи навігації парпалану з ПД регулятором

Виходячи з графіку перехідного процесу дискретної функції з ПД регулятора можна відмітити значення наступних показників якості:

- час встановлення 2.3 с
- час перехідного процесу 2.1 с
- перегулювання  $\sigma = \frac{h_{max} - h_{уст}}{h_{уст}} * 100\% = 3\%$
- помилка – 0

Було отримане значне покращення таких показників як час перехідного процесу а також час встановлення, хоча вони все ще залишаються незадовільним. З'явилося перерегулювання у розмірі  $\sigma = 3\%$ .

Для більш детального аналізу системи був розглянутий ще один коефіцієнт підсилення. А саме, поклавши  $K_p = 7$  було обраховано коефіцієнт диференціювання

$$K_d = \frac{0.1 * 7 * 0.7788}{1 - 0.7788} = 2.4645$$

(5.1.7)

Використавши дані коефіцієнти було побудовано ще одну схему в Matlab/Simulink, яку зображено на рисунку 5.3, задля перевірки показників якості отриманого регулятора.

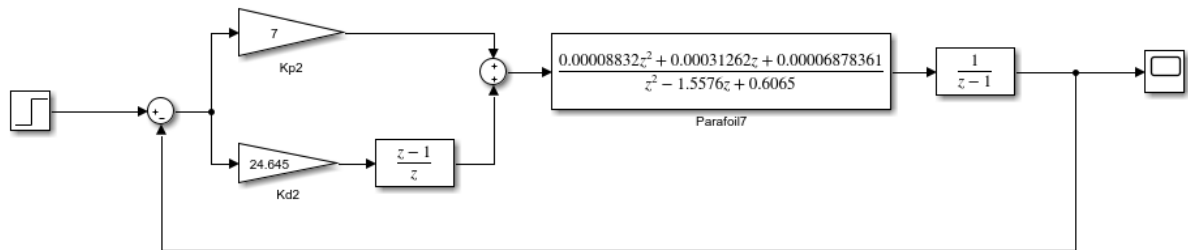


Рисунок 5.3 — Схема цифрового ПД регулятора

В результаті моделювання був отриманий графік перехідного процесу системи навігації пар палану, що зображений на рисунку 5.4

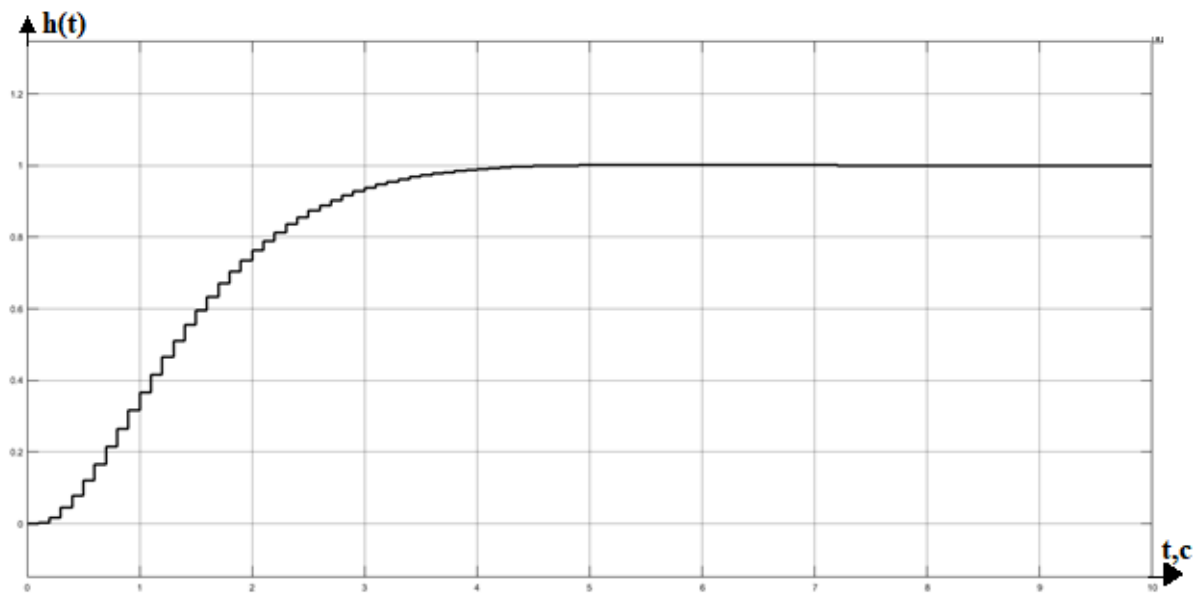


Рисунок 5.4 — Графік перехідного процесу системи з ПД регулятором

Виходячи з графіку перехідного процесу дискретної функції з ПД регулятором можна відмітити значення наступних показників якості:

- час встановлення 4.8 с
- час перехідного процесу 3.2 с

- перегулювання  $\sigma = \frac{h_{max} - h_{уст}}{h_{уст}} * 100\% = 0\%$

- помилка – 0

Таким чином перерегулювання не відбувається, але такі характеристики як час встановлення та час перехідного процесу знаходяться за межами допустимої норми.

Задля подальшого покращення даних показників був проведений синтез регулятора методом вибору бажаних передавальних функцій\

## 5.2 Синтез цифрового регулятора методом вибору бажаних передавальних функцій

Ідея методу полягає у тому що знаючи передавальну функцію з бажаними характеристиками перехідного процесу, можна обрахувати пережовальну функцію регулятора для наявної передавальної функції системи.

Бажана передавальна функція була визначена наступним чином:

$$W(z) = \frac{W_p(z)}{1 + W_p(z)} = \frac{D(z) * W_{пвч}(z)}{1 + D(z) * W_{пвч}(z)} \quad (5.2.1)$$

де  $W(z)$  – передавальна функція замкнутої системи,  $W_p(z)$  – передавальна функція розімкнутої системи,  $W_{пвч}(z)$  – передавальна функція приведеної безперервної частини,  $D(z)$  – передавальна функція цифрового регулятора.

Спочатку необхідно привести передавальну функцію системи до наступного вигляду

$$W_{пвч}(z) = \frac{B(z)}{(z - 1)^{r_0} * C^+(z) * C^-(z)} \quad (5.2.2)$$

де  $C^+(z)$  – поліном, корені якого лежать у колі одиничного радіуса,  $C^-(z)$  – поліном, корені якого лежать поза колом одиничного радіуса.

У цифровій системі пароплана присутній астатизм, тому  $r_0 = 1$

Для цього була проведена факторизація системи. В результаті якої були отримані наступні поліноми

$$C^+(z) = z^2 - 1.5576z + 0.6065 \quad (5.2.3)$$

$$C^-(z) = 1 \quad (5.2.4)$$

$$B(z) = 0.00008832z^2 + 0.00031262z + 0.00006878361 \quad (5.2.5)$$

Отже передавальна функція приведеної безперервної частини отримала наступний вигляд

$$W(z) = \frac{0.00008832z^2 + 0.00031262z + 0.00006878361}{(z - 1)(z - 0.7788)^2} \quad (5.2.6)$$

Обрано наступний поліном характеристичного рівняння

$$Q(z) = (z - 0.6)^2 = z^2 - 1.2z + 0.36 \quad (5.2.7)$$

Далі необхідно визначити поліноми  $M_1$  та  $N_1$  так, щоб виконувались нерівності

$$\|N_1\| \geq \|B\| \quad (5.2.8)$$

$$\|M_1\| \geq \|C^-\| + r - 1 \quad (5.2.9)$$

де  $\|N_1\|$  – степінь полінома  $N_1$ ,  $\|B\|$  – степінь полінома  $B$ ,  $\|M_1\|$  – степінь полінома  $M_1(z)$ ,  $\|C^-\|$  – степінь полінома  $C^-(z)$

$$\|N_1\| = 2 \quad (5.2.10)$$

$$\|M_1\| = 0 + 1 - 1 \quad (5.2.11)$$

Тобто, поліноми  $M_1$  та  $N_1$  матимуть наступний вигляд

$$N_1(z) = n_2 z^2 + n_1 z + n_0 \quad (5.2.12)$$

$$M_1 = m_0 \quad (5.2.13)$$

Невідомі коефіцієнти  $m_0, n_0, n_1, n_2$  були обраховані наступним чином:

$$B(z) * M_1(z) + (z - 1)^r C^-(z) * N_1(z) = Q(z) \quad (5.2.14)$$

$$(0.00008832z^2 + 0.00031262z + 0.00006878361)m_0 + (z - 1)(n_2 z^2 + n_1 z + n_0) = z^2 - 1.3z + 0.4225 \quad (5.2.15)$$

Розкривши дужки та перегрупувавши доданки по  $z$  з однаковим ступеням, було отримане наступне р

$$n_1 z^2 + z(n_0 - n_1 + 0.0025244m_0) + 0.002153m_0 = z^3 - 1.8z^2 + 1.08z - 0.216 \quad (5.2.16)$$

Прирівнявши коефіцієнти при однакових степенях  $z$  з лівої та правої частини рівності, була отримана наступна система рівнянь

$$\begin{cases} n_2 = 1 \\ 0.00008832m_0 + n_1 = -0.8, \\ 0.00031262m_0 + n_0 - n_1 = 1.08, \\ 0.00006878361m_0 - n_0 = 0.216 \end{cases} \quad (5.2.17)$$

Шляхом простих алгебраїчних перетворень була роз'язана система рівнянь з невідомими коефіцієнтами  $m_0, n_0, n_1$ ,

$$\begin{cases} n_1 = -0.8 - 0.00008832m_0, \\ 0.00031262m_0 + n_0 + 0.8 + 0.00008832m_0 = 1.08, \\ 0.00006878361m_0 - n_0 = 0.216 \end{cases}$$

$$\begin{cases} n_1 = -0.812, \\ n_0 = 0.2253, \\ m_0 = 136.25 \end{cases} \quad (5.2.18)$$

Розв'язавши систему рівнянь, отримуємо наступні коефіцієнти:  $m_0, n_0, n_1, n_2$

$$\begin{cases} n_2 = 1 \\ m_0 = 136.25, \\ n_0 = 0.2253, \\ n_1 = -0.812 \end{cases} \quad (5.2.19)$$

Передавальну функцію цифрового регулятора було визначено за наступною формулою

$$D(z) = \frac{(z-1)^{r_0-r} C^+(z) M_1(z)}{N_1(z)} = \frac{(z-1)^0 (z^2 - 1.5576z + 0.6065) m_0}{n_2 z^2 + n_1 z + n_0}$$

$$= \frac{136.25z^2 - 212.2237z + 82.64}{z^2 - 0.812z + 0.2253} \quad (5.2.20)$$

Таким чином була побудована схему в Matlab/Simulink, що зображена на рисунку 5.5

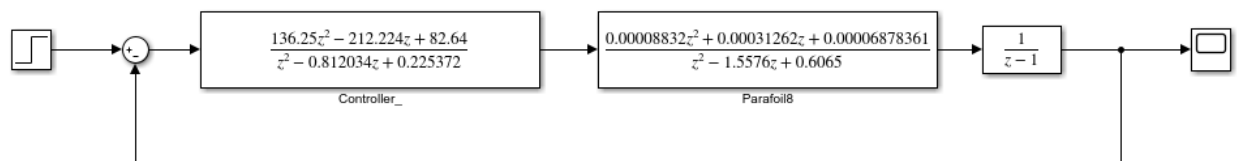


Рисунок 5.5 — Схема цифрового регулятора

В результаті моделювання був отриманий графік перехідного процесу системи навігації парашюта, що зображений на рисунку 5.6

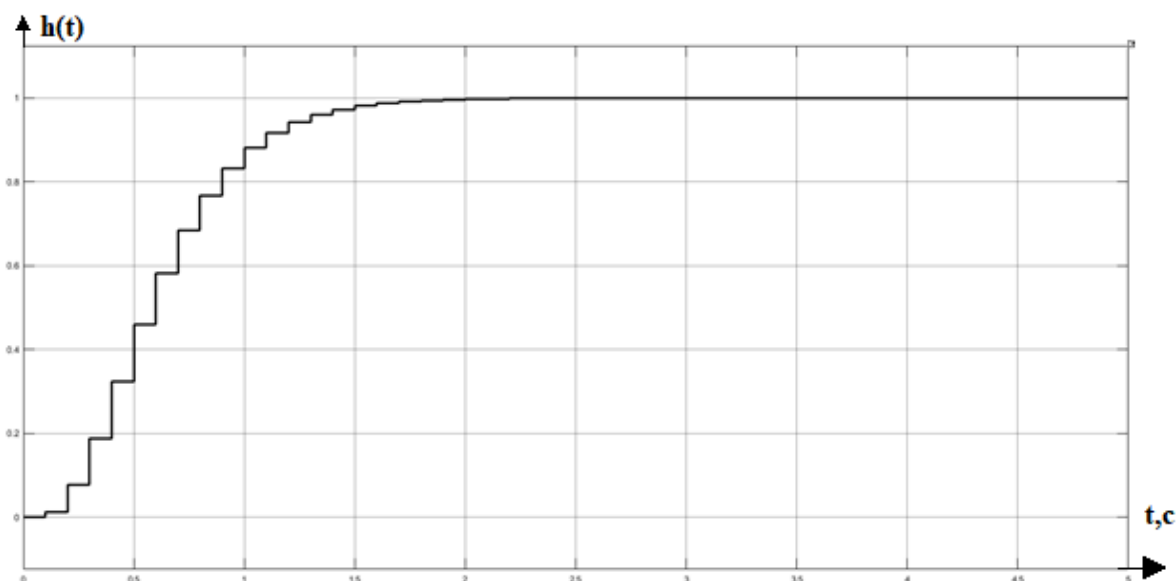


Рисунок 5.6 — Графік перехідного процесу системи з синтезованим регулятором

Виходячи з даного графіку можна визначити наступні показники якості системи з синтезованим регулятором:

- час встановлення – 2.4 с
- час перехідного процесу – 1.38 с ;
- перегулювання – 0%
- помилка – 0

Порівнюючи цей регулятор з ПД із попереднього розділу можна помітити покращення таких показників як перерегулювання та час перехідного процесу. Перерегулювання відсутнє, тобто перехідний процес є монотонним, а час перехідного процесу зменшився до 1.38с.



## 6 ПРОГРАМНА РЕАЛІЗАЦІЯ РЕГУЛЯТОРА

Наразі існує доволі широкий вибір серед методів практичної реалізації цифрових регуляторів. Найбільш зручним та широко використовуваним є реалізація за допомогою комп'ютерів. Тобто передавальна функція може бути реалізована у вигляді програми. Існує три загальні методи програмування

- безпосереднє
- послідовне
- паралельне

Далі була розглянута реалізація регулятора методом безпосереднього програмування з використанням декомпозиції.

Використання декомпозиції дозволяє використати оптимальну кількість ланок затримки.

### 6.1 Метод безпосередньої декомпозиції

У загальному випадку функцію цифрового регулятора можна записати у наступному вигляді:

$$D(z) = \frac{b_0 + b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2} + \dots + b_m z^{-m}}{a_0 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2} + \dots + a_n z^{-n}} = \frac{E_2(z)}{E_1(z)} \quad (6.1.1)$$

Однак, цю ж функцію можна переписати так:

$$E_2(z) = (b_0 + b_1 z^{-1} + \dots + b_m z^{-m}) * A(z) \quad (6.1.2)$$

де  $A(z)$ —рекурентна функція, яку можна визначити наступним чином

$$A(z) = \frac{1}{a_0} * E_1 - \frac{1}{a_0} * (a_0 + a_1 z^{-1} + \dots + a_n z^{-n}) * A(z) \quad (6.1.3)$$

Таким чином було отримано передавальну функцію для безпосередньої декомпозиції у наступному вигляді.

$$\begin{aligned} W(z) &= \frac{136.25z^2 - 212.2237z + 82.64}{z^2 - 0.812z + 0.2253} = \\ &= \frac{136.25 - 212.2237z^{-1} + 82.64z^{-2}}{1 - 0.812z^{-1} + 0.2253z^{-2}} = \frac{E_2(z)}{E_1(z)} \\ E_2(z) &= (136.25 - 212.2237z^{-1} + 82.64z^{-2}) * A(z) \\ A(z) &= \frac{1}{1} * E_1(z) - \frac{1}{1} * (1 - 0.812z^{-1} + 0.2253z^{-2}) * A(z) \end{aligned} \quad (6.1.4)$$

Схематично передавальна функція, синтезована методом безпосередньої декомпозиції була зображена на рисунку 6.1

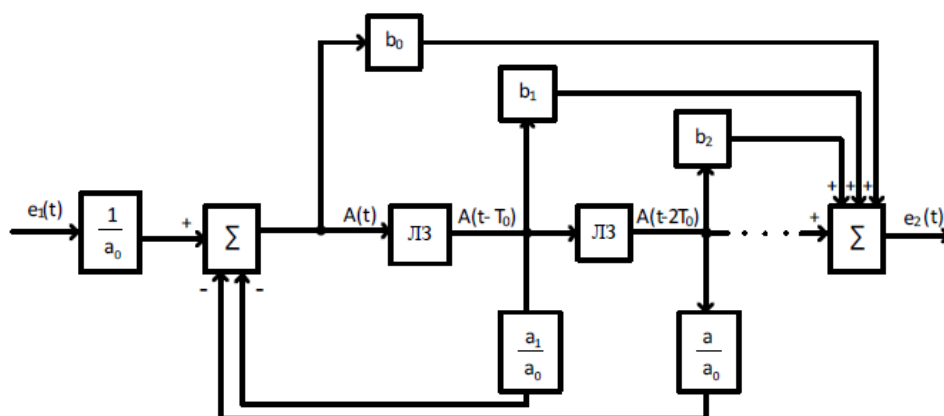


Рисунок 6.1 — Загальний вигляд безпосередньої декомпозиції  
де ЛЗ – ланка затримки, що аналітично позначається як  $z^{-1}$

Таким чином була побудована схема з безпосередньо декмпозованою передавальною функцією регулятора. Схема була зображена на рисунку 6.2.

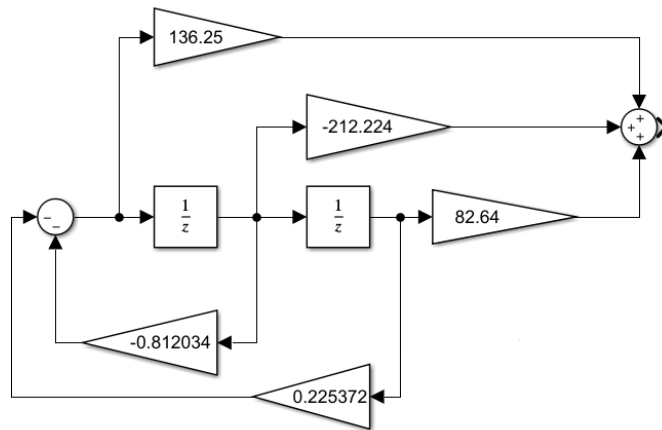


Рисунок 6.2 — Реалізація регулятора методом безпосередньої декомпозиції

Далі була побудована схема (рисунок 6.3) з регулятором у вигляді цільного блоку дискретної передавальної функції та той же регулятор але безпосередньо декмпозований.

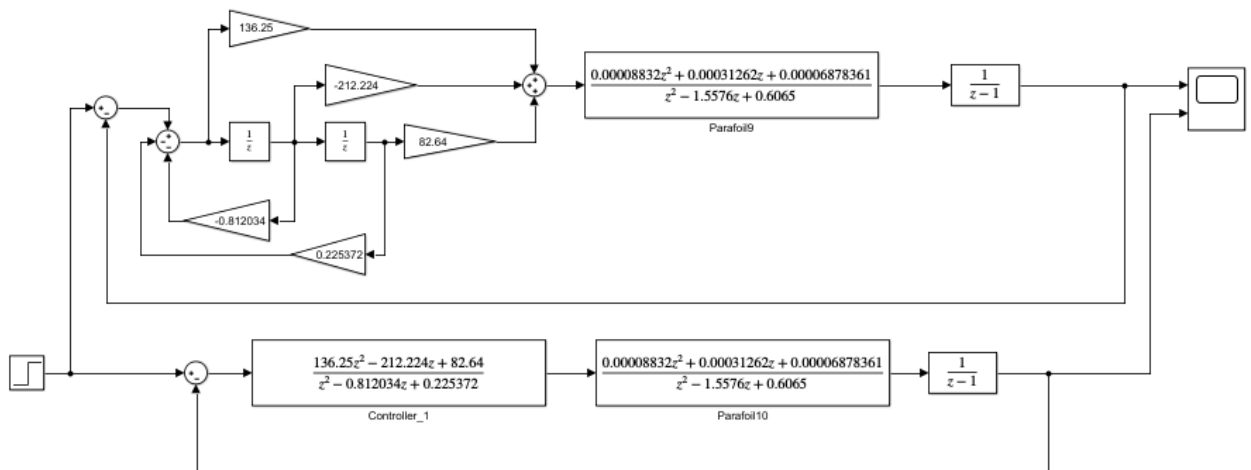


Рисунок 6.3 — Схема для порівняння регулятора у вигляді окремої передавальної функції та його безпосередньо декмпозованого варіанта

В результаті моделювання були отримані графіки перехідних процесів системи навігації парпалану, що зображені на рисунку 6.4 та рисунку 6.5, з обома регуляторами.

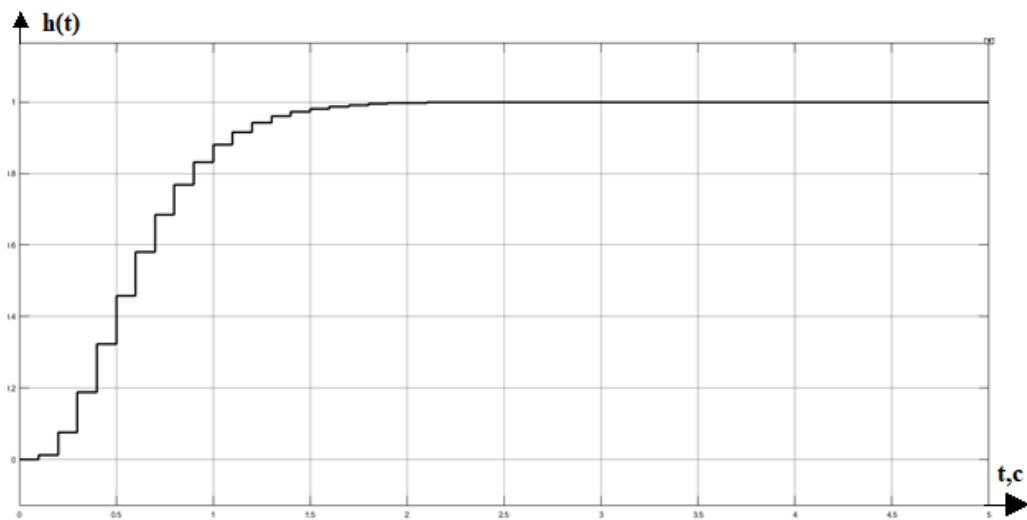


Рисунок 6.4 — Графік перехідного процесу регулятора побудованого методом бажаної функції

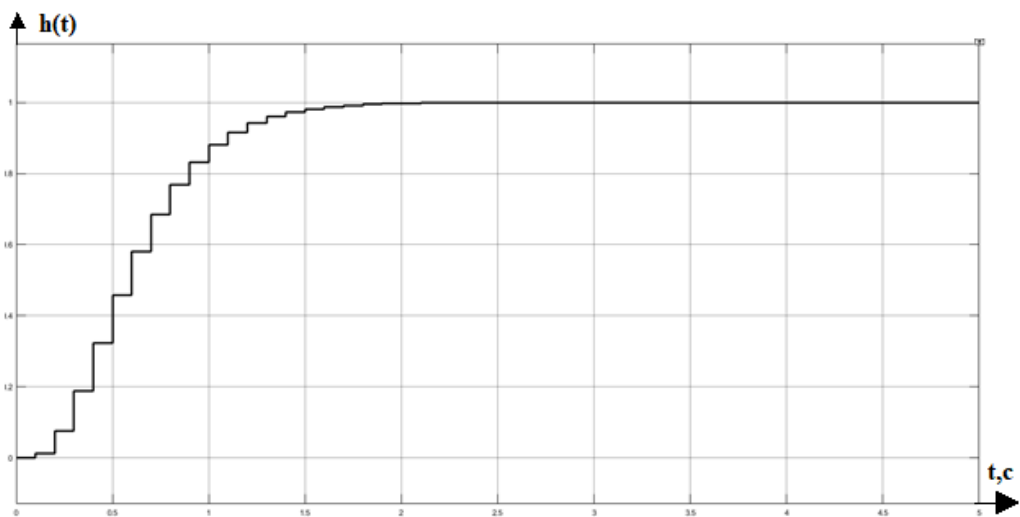


Рисунок 6.5 — Графік перехідного процесу регулятора побудованого методом безпосередньої декомпозиції

На рисунках чітко видно, що графіки обох регуляторів повністю співпадають, тобто безпосередня декомпозиція була виконана правильно.

## 6.2 Програмна реалізація регулятора

Програмування виконувалось в програмному комплексі CoDeSys. CoDeSys (Controller Development System) – це цілий програмний комплекс, який використовується в промисловій автоматизації. В основі комплексу лежить середовище розробки для програмованих логічних контролерів (ПЛК). Середовище підтримує усі п'ять мов програмування, що затверджуються стандартом. А саме IL (Instruction List), ST (Structured Text), LD (Ladder Diagram), FBD (Function Block Diagram), SFC (Sequential Function Chart).

З огляду на специфіку даних мов програмування, найбільш підходящою для реалізації регулятора є мова ST.

Structured text (ST) — мова програмування, що призначена для програмування промислових контролерів та операторських станцій. За структурою й синтаксисом є найближчою до мови програмування Pascal. ST є високорівневою мовою програмування. Це дозволяє вирішувати задачі не замислюючись над особливостями платформи або такими низькорівневими задачами як управління пам'яттю. Замість цього розробники можуть повноцінно концентруватись над вирішенням прикладних задач. У зв'язці з середовищем CoDeSys можна зручно і швидко писати великі програми для обробки аналогових сигналів.

Для того щоб програмно реалізувати будь яку передавальну функції необхідно поділити чисельник і знаменник на  $z^n$ , де  $n$  – найбільша ступінь при  $z$ .

Застосувавши дані перетворення до передавальної функції регулятора, була отримана наступна функція:

$$W = \frac{136.25 - 212.2237z^{-1} + 82.64z^{-2}}{1 - 0.812z^{-1} + 0.2253z^{-2}} \quad (6.2.1)$$

Так як передавальна функція – це відношення зображення виходу до входу, то можна записати наступне

$$\frac{136.25 - 212.2237z^{-1} + 82.64z^{-2}}{1 - 0.812z^{-1} + 0.2253z^{-2}} = \frac{y_{ctrl}}{x_{ctrl}} \quad (6.2.2)$$

де  $y_{ctrl}$  – значення на виході передавальної функції регулятора,  $x_{ctrl}$  – значення, що подається на вхід передавальної функції регулятора.

Виділивши з відношення  $y_{ctrl}$ , була отримана наступна функція

$$y_{ctrl} = 0.812y_{ctrl} * z^{-1} - 0.2253y_{ctrl} * z^{-2} + 136.25x_{ctrl} - 212.2237x_{ctrl} * z^{-1} + 82.64x_{ctrl} * z^{-2} \quad (6.2.3)$$

Аналогічним чином представлена цифрова передавальна функція параплана. Слід також зазначити, що астатична ланка була виділена окремо від передавальної функції параплана тож запрограмована так само окремо.

$$W(z) = \frac{0.00008832 + 0.00031262z^{-1} + 0.00006878361z^{-2}}{1 - 1.5576z^{-1} + 0.6065z^{-2}} = \frac{y_p}{x_p} \quad (6.2.4)$$

$$y_p = 1.5576y_p * z^{-1} - 0.6065y_p * z^{-2} + 0.00008832x_p + 0.00031262x_p * z^{-1} + 0.00006878361x_p * z^{-2} \quad (6.2.5)$$

$$W(z) = \frac{1}{1 - z^{-1}} = \frac{y_{int}}{x_{int}} \quad (6.2.6)$$

$$y_{int} = y_{int} * z^{-1} + x_{int} \quad (6.2.7)$$

Для програмної реалізації даних передавальних функцій достатньо запрограмувати функції  $y_{ctr}$ ,  $y_p$  та  $y_{int}$ .

Слід зазначити, що затримку на один такт, що аналітично позначається позначається як  $z^{-1}$ , було реалізовано засобами масивів [11].

Так було виділено по два одновимірні масиви для кожної функції. В одному масиві зберігались попередні значення зі виходу функції, а в іншому – зі входу.

Розмірність масивів визначається відповідно до функції і чисельно дорівнює на одиницю більше за максимальний модуль ступеня при  $z$ , що множиться на значення входу або виходу відповідно.

Далі була реалізована програма, яку можна умовно поділити на дві частини:

- обрахунок значення функції регулятора
- обрахунок значення функції пароплана

Обрахунок кожної з функції передбачає наявність попередніх значень входу та виходу. Тому перед розрахунком безпосередньо функції, кожен елемент відповідного масиву, копіюється в попередній елемент. Для цього був використаний цикл `for`.

Таким чином було запрограмовано обрахунок передавальної функції регулятора (рисунок 6.7).

```
1  FOR i:=2 TO 1 BY -1 DO
2      y_ctrl[i]:=y_ctrl[i-1];
3      x_ctrl[i]:=x_ctrl[i-1];
4  END_FOR
5  x_ctrl[0]:=x - y_int[0];
6  y_ctrl[0]:=0.812034*y_ctrl[1] - 0.225372*y_ctrl[2] +
7      136.25*x_ctrl[0] - 212.2237*x_ctrl[1] +
8      82.64*x_ctrl[2];
```

Рисунок 6.7 — Обрахунок передавальної функції регулятора

Зворотній зв'язок був реалізований відніманням значення функції пароплана від вхідного сигналу в регулятор.

Обраховане значення функції записується до першого елемента масиву, тобто актуальне значення функції зберігається завжди у першому елементі масиву.

Обрахунки передавальної функції пароплана можна умовно розділити на два етапи. Перший етап передбачає обрахунок передавальної функції без ланки астатизму (рисунок 6.8). Цей етап було виконано аналогічно до обрахунку передавальної функції регулятора.

```

10  FOR i:=2 TO 1 BY -1 DO
11      y_p[i]:=y_p[i-1];
12      x_p[i]:=x_p[i-1];
13  END_FOR
14  x_p[0]:=y_ctrl[0];
15  y_p[0]:=1.5576*y_p[1] - 0.6065*y_p[2] +
16      0.00008832*x_p[0] + 0.00031262*x_p[1] +
17      0.00006878361*x_p[2];

```

Рисунок 6.8 — Обрахунок передавальної функції пароплана

Слід зазначити, що після циклу for до першого елементу масиву вхідних начень було записано значення виходу з передавальної функції регулятора

Другий етап включає в себе обрахунок передавальної функції ланки астатизму (рисунок 6.9). Так як до вихідних значень була застосована затримка лише на один такт, а для вхідних значень затримка не використовується, то використання циклу for – було б надлишковим.

```

19  y_int[1]:=y_int[0];
20  x_int:=y_p[0];
21  y_int[0]:=y_int[1] + x_int;
22
23  y:=y_int[0];

```

Рисунок 6.9 — Обрахунок передавальної функції ланки астатизму

Значення, яке подається на вхід до функції береться з виходу попередньої передавальної функції. Тобто на вхід до функції пароплана, подається значення функції регулятора.

Таким чином була розроблена програмна модель системи на мові програмування ST. Нижче наведено вихідний код програми.



В результаті виконання програми із вхідним сигналом рівним одиниці було отримано графік перехідного процесу системи навігації парпалану, який зображено на рисунку 6.10.

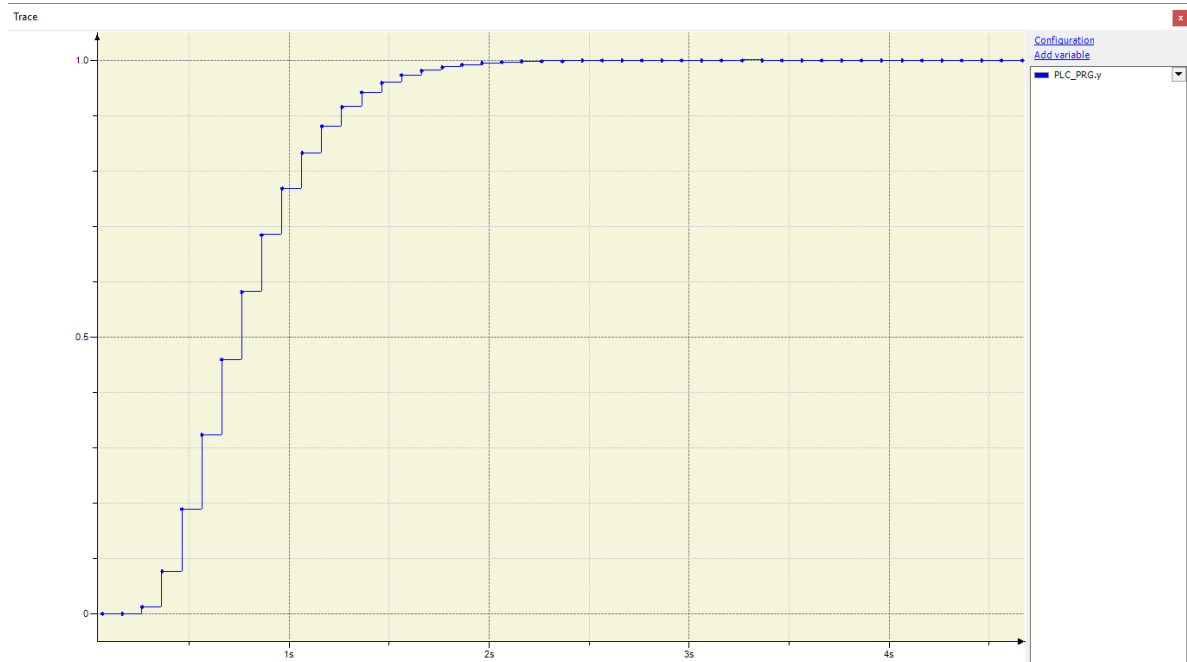


Рисунок 6.10 — Графік перехідного процесу системи навігації парпалану у середовищі CoDeSys

Таким чином було успішно виконано безпосередню декомпозицію регулятора. Далі було розглянуто середовище CoDeSys. В результаті чого було обрано одну з п'яти підтримуваних мов програмування, а саме мову ST. На цій мові була проведена розробка програмної реалізації регулятора. Для перевірки програмної реалізації було побудовано графік перехідного процесу замкненої передавальної функції пароплана разом з регулятором. Графік повністю співпадає з тим, що був отриманий під час моделювання в програмному пакеті Matlab/Simulink.

## ВИСНОВКИ

В даному дипломну проєкті була розроблена система керування навігацією параплана, яка забезпечує підвищення ефективності характеристик навігації.

Розроблені структурна та функціональна схеми системи навігації парапланом. Розроблено цифрову модель системи. Виконано аналіз якості і стійкості. Так як система не задовольняла вимогам технічного завдання було проведено дослідження двох запропонованих методів синтезу цифрового регулятора: ПД-регулятор методом компенсації його полюсів та методом вибору бажаної передавальної функції замкненої системи.

Метод вибору бажаної дав значно кращі показники якості. Час перехідного процесу та час встановлення були удвічі зменшені.

Для реалізації цифрового регулятора був використаний метод безпосередньої декомпозиції. Декомпозований регулятор запрограмовано на мові ST в середовищі розробки CoDeSys.

					IA62.070BAK.002 ПЗ	Лист
						61
Зм.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Точная выброска с воздуха [Електронний ресурс] Доступ : <https://topwar.ru/43327-tochnaya-vybroska-s-vozduha.html>
2. THE SPADES (SMART PARAFOIL AUTONOMOUS DELIVERY SYSTEM) PRECISION AIRDROP SYSTEM  
<http://articles.adsabs.harvard.edu/pdf/2011ESASP.694E..69B>
3. Precision Airdrop System SPADES  
<https://www.sto.nato.int/publications/STO%20Meeting%20Proceedings/RTO-MP-AVT-133/MP-AVT-133-05.pdf>
4. The AGAS 2000 Precision Airdrop System  
<https://nps.edu/documents/106608270/107784480/AGAS+-+Jorgensen+-+The+AGAS+2000+Precision+Airdrop+System.pdf/2fe82825-994b-4852-96c2-e978ac9516a2?t=1457466791000>
5. Optimal parachute guidance, navigation, and control for the Affordable Guided Airdrop System (AGAS) <https://core.ac.uk/download/pdf/36701315.pdf>
6. Sherpa Parafoil Based Aerial Delivery System [Електронний ресурс] Доступ : [https://defense-update.com/20071123\\_sherpa-pads.html](https://defense-update.com/20071123_sherpa-pads.html)
7. The Joint Precision Airdrop System Advanced Concept Technology Demonstration  
<https://pdfs.semanticscholar.org/95d3/84bebf6e7ae860a694bdcb07d2ac1f708c54.pdf>
8. Guidance, Navigation and Control of a Small-Scale Paramotor  
<http://www.araa.asn.au/acra/acra2012/papers/pap151.pdf>
9. Further Development and Flight Test of an Autonomous Precision Landing  
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19940029489.pdf>
10. Репнікова Н.Б. Теорія автоматичного керування: класика і сучасність: підруч. / Н.Б. Репнікова. – К. : НТУУ «КПІ», 2011. – 328 с.

11. Яланецький В.А., Юрчук Л.Ю. МЕТОДИЧНІ ВКАЗІВКИ до виконання лабораторних робіт з дисципліни «Комп'ютерне моделювання процесів і систем» кредитного модулю №2 «Моделювання систем керування» 2019
12. A Review on the Precision Guided Airdrop Systems [Електронний ресурс]  
Доступ : <https://www.ijltemas.in/DigitalLibrary/Vol.8Issue1/13-17.pdf>
13. TEKNİK GROUP – Parashout systems – Sherpa [Електронний ресурс]  
Доступ : <http://www.teknikgrup.com/products/sherpa.htm>
14. Критерий устойчивости Гурвица [Електронний ресурс] Доступ :  
<http://www.tehnoinfo.ru/teorijasistempravlenija/25.html>
15. NATO Precision Airdrop Initiatives and Modeling and Simulation Needs [Електронний ресурс] Доступ:  
[https://www.sto.nato.int/publications/STO%20Meeting%20Proceedings/RTO-MP-AVT-133/\\$MP-AVT-133-KN2.pdf](https://www.sto.nato.int/publications/STO%20Meeting%20Proceedings/RTO-MP-AVT-133/$MP-AVT-133-KN2.pdf)